

CFRP 積層板の製造時欠陥が樹脂支配型強度に 及ぼす影響についての力学的機構の研究

新 玉 重 貴

目次

第 1 章	緒言	1
1.1	航空機における軽量化要求と構造・材料	1
1.1.1	航空機技術の成立	1
1.1.2	航空機における軽量化要求	6
1.1.3	航空機における構造技術と材料技術	8
1.2	航空機における複合材料の適用	13
1.2.1	航空機に適用される複合材料	13
1.2.2	航空機構造への CFRP の適用	17
1.2.3	CFRP を適用した航空機構造の設計	23
1.3	CFRP 積層板の製造時欠陥による強度への影響	27
1.3.1	CFRP を適用した航空機部材の製造と検査	27
1.3.2	CFRP 積層板の製造時欠陥 – ボイドとポロシティー	29
1.3.3	CFRP 積層板中のボイドによる強度への影響	32
1.4	本研究の目的と本論文の内容	36
	参考文献	39
第 2 章	画像解析による繊維位置探索に基づく ひずみ分布計測手法の開発	46
2.1	緒言	46
2.2	画像解析による繊維位置探索を用いたひずみ分布の計測	48
2.2.1	特徴点抽出法による繊維位置探索手法の提案	49
2.2.2	検出した繊維の二つの画像間での対応付け	51
2.2.3	検出した繊維位置の補正	52
2.2.3.1	修正局所濃淡差法（修正 LAGT 法）	52
2.2.3.2	位相限定相関法	53

2.2.3.3	正規化相互相関法	54
2.2.4	要素作成～ひずみ分布の算出	54
2.3	仮想繊維モデルを用いた計測精度の比較	55
2.3.1	仮想繊維モデル	55
2.3.2	各補正手法の比較	56
2.4	SEM 画像を用いた計測精度の比較	59
2.4.1	試験片と SEM 画像の概要	59
2.4.2	各補正手法の比較	61
2.5	ひずみ分布計測への適用	63
2.5.1	計測値と理論値の比較	64
2.5.2	ボイド周辺のひずみ分布計測	64
2.6	結言	67
	参考文献	68

第 3 章	ボイドによるトランスバースクラック発生への影響についての 微視的観察に基づく評価	70
3.1	緒言	70
3.2	試験方法	72
3.2.1	材料および試験片	72
3.2.2	SEM 内 3 点曲げその場観察試験	74
3.2.3	微視的なひずみ分布の計測	76
3.2.4	その場観察試験後の試験片の X 線 CT による観察	77
3.3	試験結果と考察	79
3.3.1	SEM 内 3 点曲げその場観察試験結果	79
3.3.2	微視的なひずみ分布の計測結果	80
3.3.2.1	ボイドのない積層板のひずみ分布	80
3.3.2.2	ボイドを含む積層板のひずみ分布	83
3.3.3	その場観察試験後の試験片の CT 観察結果	85
3.4	結言	89
	参考文献	90

第 4 章	ボイドが CFRP 積層板強度に及ぼす影響の 負荷方向による差異	93
4.1	緒言	93
4.2	実験方法	95
4.2.1	ボイドの影響を評価するための実験方法の検討	95
4.2.2	材料および試験片用 CFRP 積層板の製作	96
4.2.3	試験片および試験方法	98
4.2.3.1	繊維直交方向引張強度 (Transverse Tensile Strength; TTS)	98
4.2.3.2	層間せん断強度 (Inter-laminar Shear Strength; ILSS)	99
4.2.3.3	面外方向層間引張強度 (Inter-laminar Tensile Strength; ILTS)	100
4.2.4	積層板の X 線 CT による観察	102
4.3	試験結果	103
4.3.1	X 線 CT による観察結果	103
4.3.2	強度試験結果	107
4.4	考察	110
4.4.1	荷重形態による標定領域に関する考察	110
4.4.1.1	繊維直交方向引張強度 (Transverse Tensile Strength; TTS)	110
4.4.1.2	層間せん断強度 (Inter-laminar Shear Strength; ILSS)	111
4.4.1.3	面外方向層間引張強度 (Inter-laminar Tensile Strength; ILTS)	114
4.4.2	ボイド周りの応力集中係数に関する考察	114
4.4.2.1	TTS と ILSS の強度低下率に関する評価	117
4.4.2.2	ILSS と ILTS の強度低下率に関する評価	117
4.4.3	V_v による強度への影響の原因	118
4.5	結言	119
	参考文献	120
第 5 章	ボイド形状の特徴と樹脂支配型強度への ボイドの影響のモデル化	122
5.1	緒言	122

5.2	ボイドの寸法と形状の実験的計測	125
5.2.1	X線CT撮影	125
5.2.2	ボイドの寸法と形状に関する統計的分析	127
5.3	ボイドによる応力集中効果と強度低下	136
5.3.1	ワイブルモデル	138
5.3.2	応力集中効果と強度の体積依存性の関係	141
5.3.3	ワイブルモデルによる計算結果	145
5.4	結言	147
	参考文献	148
第 6 章	結言	152
	関連発表等	159
A.	査読付き論文	159
B.	学会発表等	160
C.	表彰	163
	謝辞	164

List of figures

Fig. 1-1	The 1903 Wright Flyer – The first powered, heavier-than-air machine to achieve controlled sustained flight with a pilot aboard.	2
Fig. 1-2	Ornithopter, aerial screw and flying machine concepts by Leonardo Da Vinci.	3
Fig. 1-3	Artifacts of airplane development performed by Wright Brothers.	5
Fig. 1-4	Plot of Young’s modulus and strength against density of materials.	9
Fig. 1-5	Junkers F13 – the world’s first all metal transport airplane.	10
Fig. 1-6	All-metal semi-monocoque structure with high strength aluminum alloys. ...	11
Fig. 1-7	The first flight of Boeing 787 – the world’s first wide-body passenger airplane applying composite to its primary structure.	13
Fig. 1-8	Hollow dry lacquer sculptures – (a) the statue of Ashura in Kofukuji-temple and (b) the sedentary image of Ganjin-wajo in Toshodaiji-temple, in Nara.	15
Fig. 1-9	Specific strengths of various materials.	16
Fig. 1-10	Increase in application of composite materials to aircraft structures.	17
Fig. 1-11	Probabilistic density distributions of strengths of carbon fiber and its CFRP.	18
Fig. 1-12	Specific strength and specific stiffness of materials.	20
Fig. 1-13	Catastrophic airplane accidents caused by metal fatigue.	22
Fig. 1-14	Schematic of fabrication phase when material properties are fixed.	24
Fig. 1-15	Schematic diagram of building block tests for a fixed wing.	25
Fig. 1-16	Schematic of defect detection by ultrasonic inspection.	28
Fig. 1-17	X-ray CT used for non-destructive inspection in production.	29
Fig. 1-18	Typical manufacturing defects in monolithic fiber composite materials.	31
Fig. 1-19	Schematic of transverse cracking in a crossply laminate subjected to tensile loading parallel to one of the fiber directions.	33
Fig. 2-1	Typical SEM image of 90° layer of a CFRP laminate.	49
Fig. 2-2	Flow of fiber location search.	50
Fig. 2-3	Finding the same fibers in SEM pictures before and under loading.	51
Fig. 2-4	Simulated image defects added to virtual SEM picture.	56
Fig. 2-5	Comparison of correction methods for fiber location search.	57

Fig. 2-6	Geometry of specimen and loading apparatus.	60
Fig. 2-7	Sample SEM pictures to check displacement measurement methods.	60
Fig. 2-8	Comparison of correction methods to detect fiber displacement.	61
Fig. 2-9	Comparison of correction methods in strain distribution measurement.	62
Fig. 2-10	Comparison of measured strain by image analysis with calculated strain by laminate theory.	64
Fig. 2-11	SEM picture including voids and resin rich areas used for the measurement of ε_{22} by image analysis.	65
Fig. 2-12	Measurement of ε_{22} by image analysis using SEM pictures including voids and resin rich areas.	65
Fig. 2-13	Fiber locations searched in SEM pictures by image analysis with different thresholds.	66
Fig. 3-1	Geometry of specimen and loading configuration of in-situ 3-point bending test in SEM.	72
Fig. 3-2	Typical SEM cross sectional images of specimen A, B and C.	74
Fig. 3-3	Loading apparatus installed in SEM.	75
Fig. 3-4	Definition of specimen coordinate system in this study.	76
Fig. 3-5	Strains at the first transverse cracking.	80
Fig. 3-6	Transverse crack runs through voids in specimen C.	80
Fig. 3-7	Strain distribution (ε_{22}) in specimen A at $F=1.5 \times 10^2$ N.	81
Fig. 3-8	Strain distribution (ε_{22}) in specimen A at $F=2.9 \times 10^2$ N.	81
Fig. 3-9	Comparison of measured strain and calculated strain - specimen A.	82
Fig. 3-10	Strain distribution (ε_{22}) in specimen B at $F=2.0 \times 10^2$ N.	83
Fig. 3-11	Strain distribution (ε_{22}) in specimen C at $F=2.0 \times 10^2$ N.	83
Fig. 3-12	Comparison of measured strain and calculated strain - specimen B.	85
Fig. 3-13	Comparison of measured strain and calculated strain - specimen C.	85
Fig. 3-14	Cross-sectional images by X-ray computed tomography (CT) - transverse crack locations and void distributions in CFRP laminates.	86
Fig. 3-15	Three-dimensional CT images - void shapes and distributions in CFRP laminates.	87

Fig. 4-1	Schematic relationship between void shape in CFRP laminate and locations of highest 2-dimensional stress concentrations for various loading directions.	96
Fig. 4-2	Outline of specimen for transverse tensile strength (TTS) test.	99
Fig. 4-3	Outline of specimen and test configuration for short-beam strength test for inter-laminar shear strength (ILSS).	99
Fig. 4-4	Outline of curved beam four-point bending test for inter-laminar tensile strength (ILTS).	100
Fig. 4-5	Typical X-ray CT images of CFRP laminates including voids.	104
Fig. 4-6	Means of aspect ratio (a/b) of voids in CFRP laminates.	105
Fig. 4-7	Probabilistic distributions of aspect ratio (a/b) of voids in CFRP laminates.	106
Fig. 4-8	Cumulative probability of aspect ratios (a/b) from X-ray CT observation of voids in CFRP laminates ($V_v=3.1\%$) and estimated cumulative distribution function assuming lognormal distribution.	106
Fig. 4-9	Typical stress-strain curves of TTS test.	107
Fig. 4-10	Typical load-displacement curves of ILSS test.	108
Fig. 4-11	Typical load-displacement curves of ILTS test.	108
Fig. 4-12	V_v vs TTS, ILSS and ILTS results with CV of respective strengths.	109
Fig. 4-13	Schematic of load transfer configuration and critical cross-section in TTS specimen.	110
Fig. 4-14	Schematic of loading configuration and critical cross-section in ILSS specimen.	111
Fig. 4-15	Typical X-ray CT images of ILSS specimen after failure ($V_v=2.1\%$).	112
Fig. 4-16	SEM image of ILSS fracture surface ($V_v=2.1\%$).	113
Fig. 5-1	V_v vs TTS, ILSS and ILTS results with CV of respective strengths.	123
Fig. 5-2	X-ray CT scan image of the specimens with voids.	127
Fig. 5-3	Measurement of size and position of voids by image processing.	128
Fig. 5-4	Correlation with regard to void size and aspect ratio for measured data.	129
Fig. 5-5	Verification of fitting to log-normal distribution for 2.1% void volume fraction.	130
Fig. 5-6	Comparison of measured and generated statistical parameters for void size distribution.	135

Fig. 5-7	Correlation with regard to void size and aspect ratio for generated statistical data.	136
Fig. 5-8	Schematic of strength reduction model based on Weibull model.	141
Fig. 5-9	Relationship between mean strength and void volume fraction for transverse tensile strength (TTS) of CFRP.	145

List of tables

Table 4-1	Mechanical properties of UTS50/#135 (UT500UP).	97
Table 4-2	Measured void volume fractions of CFRP laminates prepared in this study.	98
Table 4-3	Typical stress concentration factors around circular or elliptical holes and spherical or spheroid cavity.	115
Table 5-1	Comparison of measured and estimated statistic parameter of aspect ratio in natural logarithm.	133
Table 5-2	Examples of Weibull modulus.	137

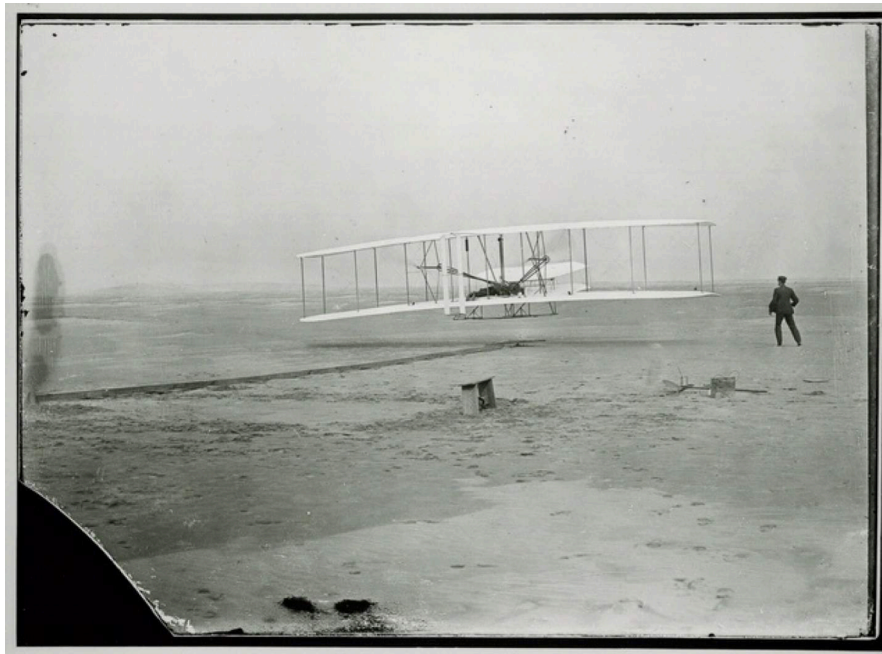
第 1 章 緒言

1.1 航空機における軽量化要求と構造・材料

1.1.1 航空機技術の成立

科学技術の発展の中では、一つの発明が新しい時代の扉を開く偉大な発明となることがある。ただ、そのような発明も、突然、偶然に現れるものではなく、多くはそれまでの人々の努力によって進展した理論や技術の上に、その発明者自身がさらなる努力を積み重ねた結果として出現する。広く知られているとおり、航空機の歴史における偉大な一歩は、1903 年 12 月 17 日、アメリカ合衆国ノースカロライナ州キティホーク近郊のキル・デビル・ヒルズにおいてライト兄弟によって成し遂げられた、人類初の空気より重い機体による動力飛行である (Fig. 1-1) [1.1, 1.2].

この偉業においても、決して、自転車屋を営んでいた兄弟が、なんとなく挑戦してたまたま成功したわけではない。世界で最初に飛行についての科学的な思考を行ったとされるのは、はばたき機やヘリコプタの着想 (Fig. 1-2 (a), (b)) で有名なレオナルド・ダ・ビンチ (1452 年～1519 年) である。彼は、鳥の飛行を詳細に観察し、空中での重心や空気力の関係、バランスの取り方などを考察した。後年には、鳥の体重と筋肉量の比率から、人の体重を飛行させるには脚や腕の力を機械力に変えて最大限に利用することが必要と考えて、今日的人力飛行機に近い構成を考えるに至っていたと見られる (Fig. 1-2 (c)). また、晩年には、固定翼の必要性も考えていたと見られている [1.3, 1.4]. この最初でありながら進んだ着想が、ライト兄弟の研究に直結したという話は伝えられていない。ただし、ダ・ビンチの手稿は 1797 年に公刊されており、1783 年にパリにおいて、フランスのモンゴルフィエ兄弟が、熱気球による世界初の有人飛行を成功させた [1.3] 時代背

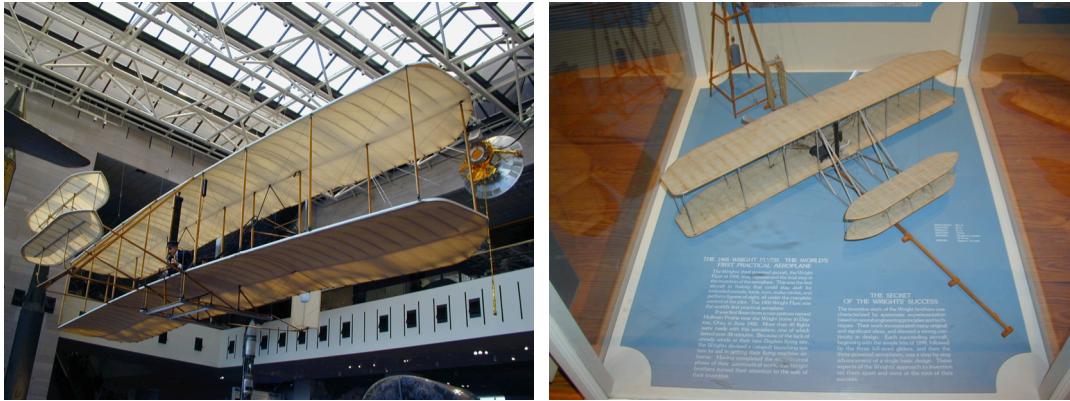


(a) The first flight. On December 17, 1903, at 10:35 a.m. the Flyer lifted off the beach at Kill Devil Hills near Kitty Hawk, North Carolina, U.S.A., for a 12-second flight, traveling 36 m (120 ft). [1.2]



(b) The Wright Brothers National Memorial located in the town of Kill Devil Hills, North Carolina, U.S.A. (Photos by M. Hojo)

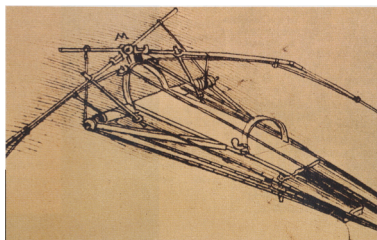
Fig. 1-1 The 1903 Wright Flyer – The first powered, heavier-than-air machine to achieve controlled sustained flight with a pilot aboard.



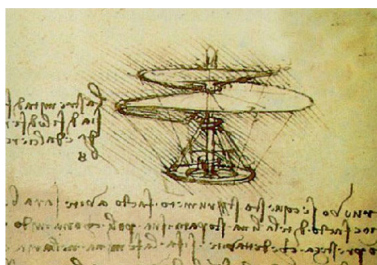
(c) The original 1903 Wright Flyer (left) and the scale model of 1905 Wright Flyer III (right) in the National Air and Space Museum of the Smithsonian Institution in 2001.

This 1903 Wright Flyer is now displayed with other artifacts and photographs in a separate gallery for the exhibition to commemorate the 100th anniversary of the historic first flight from October 11, 2003. The 1905 Wright Flyer is known as “the first practical airplane” that could fly in any direction under complete control of the pilot for extended ranges and periods up to 38 km (24 miles) in 39 minutes.

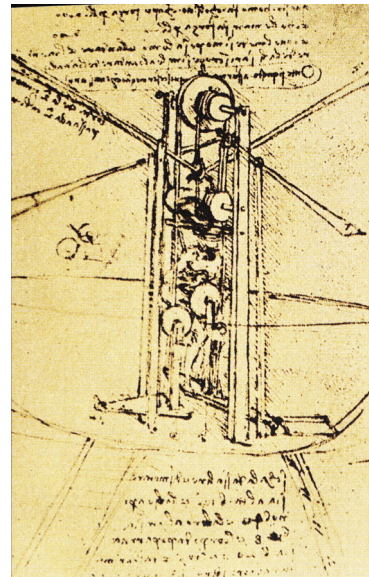
Fig. 1-1 The 1903 Wright Flyer – The first powered, heavier-than-air machine to achieve controlled sustained flight with a pilot aboard (continued).



(a) Ornithopter [1.3]



(b) Aerial screw – helicopter-like concept [1.4]



(c) Pedal-powered flying machine [1.3]

Fig. 1-2 Ornithopter, aerial screw and flying machine concepts by Leonardo Da Vinci.

景とも相まって、ヨーロッパで飛行に関する研究を行っていた人たちに少なからず影響を与えたことが十分に考えられる。そして、これらが、動力飛行の実現に向けた技術的あるいは社会的な基盤の醸成に寄与したことが考えられる。

より具体的な研究としては、19 世紀初めに、「航空工学の父」と称されるイギリスのケイリー卿により、揚力と迎え角の関係、キャンバーによる揚力への効果、揚力と推進力を別々に確保する考えが示された。この考え方は、その後の飛行に関する研究の基礎となっており、ライト兄弟の成果にも直接的に影響を与えている。ドイツのリリエントールは、キャンバー付きの翼型に関する研究を進め、そのデータはライト兄弟も利用した。また、リリエントールのグライダーでの墜落死は、ライト兄弟が飛行機の研究に関心を持つきっかけにもなった。アメリカのシャヌートは、彼のまとめたそれまでの研究者による飛行に関する実験の総括がライト兄弟の成功の基礎になったことに加え、兄弟の研究を直接的にも支援した。

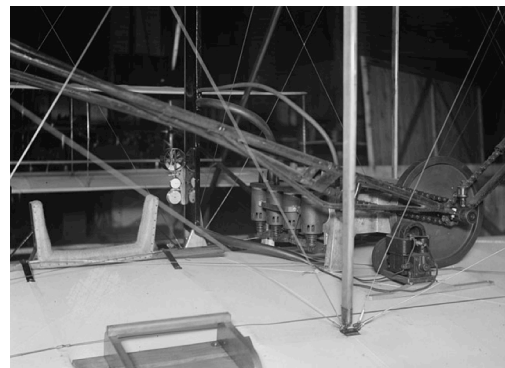
技術の発展には、それに関連する周辺技術が存在するという時代的な背景も重要である。動力飛行の実現において、重要な要素の一つであるエンジンについては、必要な出力を持つ軽量のエンジンが入手できなかったため、ライト兄弟は、これを自作することとなった。ただ、19 世紀後半になって、実用的なガソリンエンジンが登場し、石油の採掘・精製の産業化とともに、周辺技術が整いつつあったことは、時代が味方したと言える。また、ライト兄弟の元々の生業であった自転車についても、1885 年にイギリスのジョン・ケンプ・スタンレーが前後輪同サイズでチェーンにより後輪を駆動するというスタイルを考案し、1888 年にジョン・ボイド・ダンロップが空気入りタイヤを実用化したばかりの時代であった[1.7]。つまり、自転車も当時の先端技術であり、新しい技術に直接触れて、それを自由に扱うことのできる環境にあったことが理解できる。

飛行の実現において最も重要である主翼の翼型に関しては、ライト兄弟は、リリエン

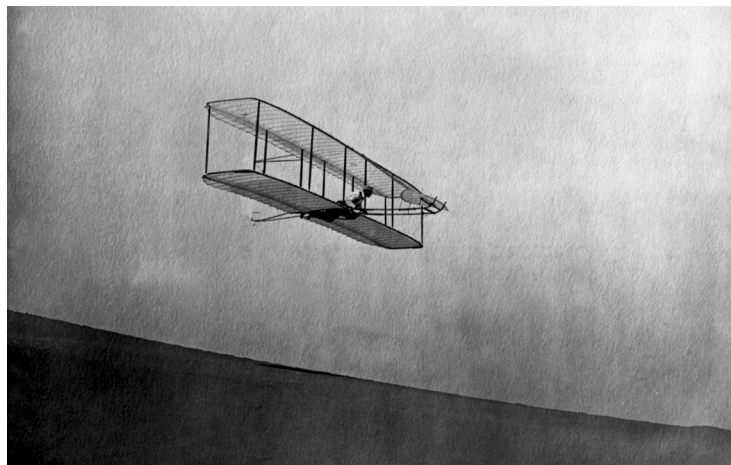
タールのデータも含めて、前述したような飛行に関する先人の知見や技術を踏まえながら研究を進めた。その中で、例えば、疑問の生じた空気力に関するデータについては、ライト兄弟自身も風洞実験（Fig. 1-3(a)）を行って修正し、必要な揚力が得られる主翼を設計した。同様に、プロペラについても必要な性能を持つものを独自に製作した[1.5, 1.6].



(a) Wind tunnel displayed in Kill Devil Hills
(Photo by M. Hojo).



(b) Restored Wright Flyer cockpit,
instruments, and engine displayed in the
National Air and Space Museum. [1.9]



(c) Wright 1902 Glider in flight. [1.10]

Fig. 1-3 Artifacts of airplane development performed by Wright Brothers.

さらに、ライト兄弟の成功を決定づけたのは、それまで研究があまりなされていなかった操縦技術に着目し、その解決を図ったことである。彼らが鳥の飛行からヒントを得て考案した、左右の主翼の揚力を制御して安定を得る方式(翼自体を撓ませる方式こそ、補助翼に置き換わることとなったが)と昇降舵・方向舵を組み合わせた操縦システムは、現在の航空機でもそのまま継承されている基礎技術であり (Fig. 1-3(b)), これを確立したこと自体が航空工学上の重要な功績である。最終的には、彼らは、動力飛行に先立って、グライダーを用いて自ら考案した操縦システムの有効性を確認した (Fig. 1-3(c))。空力・推進・制御という航空工学の柱となる技術と併せて、もう一つの柱となる構造に関しても、部材の役割に合った材料(木製の骨組みと羽布張りの表面)を選択し、重量の制約の中で必要な強度を持つように設計した。

以上のように、今日の航空機開発において行われている手法と同様に、先行事例に学び、自らも数々の正当な努力を積み上げて必要な技術を開発したことにより、結果として、時間で 12 秒、距離で 36m ではあったが、空気より重い機体の制御された動力飛行を実現し、ライト兄弟は、世界初の称号を手にするに至ったのである。[1.1, 1.3, 1.5, 1.8]

1.1.2 航空機における軽量化要求

このようにして始まった航空機の歴史の中で、機体の軽量化は当初から常に最大の関心事であった。航空機に限らず、輸送機器一般において、運行時の重量は輸送機器そのものの自重と燃料、輸送される乗客・積み荷の重量の合計値であり、これを当該輸送機器の輸送能力(輸送可能な総重量)の範囲内とする必要がある。自重は英語で“deadweight”と称することが示すように利益を生まない重量であり、乗客・積み荷は、“payload”(直接の日本語訳は有償荷重)と称するように輸送機器の運用に伴って利益を得ることのできる重量である。同じ輸送能力であれば、自重を軽減することにより、燃料を増やして

航続距離を延ばしたり、より多くの有償荷重を積載したりといった利益を享受することが可能となる。なお、ここでの有償荷重には、その輸送機器のミッションを達成するための機材等を含むと考える。すなわち、利益は単に金銭的な利益だけではなく、より広範な意味でのミッション達成も広義の利益と考えることができる。

これらのことは、他の輸送機器においても同様である。しかし、船舶や車両は、水上や地上で静止している時には特段のエネルギーを必要としないのに対し、航空機は、機体を前進させて（ヘリコプタでは翼を回転させて）翼の周りに気流を生じさせることにより揚力を発生させるため、単に機体を空中に浮かせることだけでもエネルギーが必要である。そのため、総重量自体を抑制することが極めて重要である。

航空機における軽量化の必要性は、例えば、航空力学における基礎式の一つであるブレゲの式により端的に理解される。

$$R = \frac{\eta}{b} \left(\frac{C_L}{C_D} \right) \ln \frac{1}{1 - W_f/W_1} \quad (1.1)$$

ここで、 R は航続距離、 η は推進効率、 b は燃料消費率（単位出力・単位時間あたり）、 C_L は揚力係数、 C_D は抗力係数、 W_f は消費燃料重量、 W_1 は巡航開始時機体重量である。なお、式(1.1)はプロペラ機を前提としたものである。ジェット機の場合は少し式が変わり、特に空気密度の項 $\sqrt{\rho_0/\rho}$ （ ρ_0 は標準大気の高気圧での空気密度、 ρ は飛行高度における空気密度）が乗算される。したがって、ジェット機では高々度を飛ぶ方が経済的である。逆に、式(1.1)にはこの項が無く、空気密度が薄い高々度はレシプロエンジンの出力にもプロペラの推進効率にも不利なため、レシプロエンジンを用いるプロペラ機は低高度を飛ぶ方が経済的である[1.11, 1.12]。式(1.1)において、 η 、 b 、 C_L 、 C_D はエンジンの性能と機体の空力性能を示すもので、基本的にエンジンと機体の空力形状が決まれば確定される。したがって、空力形状確定後の設計において、航続距離を延ばすためには、使用可能な燃料重量 W_f を増やすか、機体重量 W_1 を減らすことが必須となる。ここで、

機体重量 W_l は使用可能な燃料重量 W_f と機体自重の和であるため、機体自重を減らすことが、機体重量 W_l を減らすこと、あるいは、使用可能な燃料重量 W_f を増やすことに繋がり、これら両方の観点から航続距離を延ばすことに繋がる。

以上に述べたような理由から、航空機において軽量化を図る必要性は、他の輸送機器よりも格段に高いものとなる。（ここでは重航空機（空気より重い航空機）を対象として記述する。気球や飛行船のような軽航空機（空気より軽い航空機）は静的揚力を利用するため、空中に浮くためのエネルギーは必要としないが、軽量化の必要性が高い点は同様である。）このため、航空機の自重の中で大きい部分を占める機体構造の重量を極限まで削減することは、安全性を確保すること、運用要求を満たすことと併せて最重要課題である。また、これらの課題を解決する必要から、構造力学が発展してきた。

1.1.3 航空機における構造技術と材料技術

実際の航空機の構造設計においては、①適切な構造様式を選ぶ、②適切に構造部材を配置する、③適切な材料を選ぶ、④構造の強度を正確に見積もる、ことが重要であり [1.13]、機体を構成する主翼、尾翼や胴体の各部位について、引張・圧縮・曲げ・ねじりといった荷重を効率的に受け持つ部材の様式が明確化され、機体寸法や運用要求に合った構造様式が確立されてきた。これらの項目は、ライトフライヤー号においても当時得られた材料や技術の範囲内ながらも素晴らしく実現されており、彼らを成功に導くことになった一因として理解される。

一方、機体の軽量化において、構造力学と並んで直接的に寄与する構造材料についても、ライト兄弟の選択は正しかった。これは、Fig. 1-4 の各種材料の密度に対する強度や縦弾性係数の関係から証明される [1.14]。同図には、比強度一定や比弾性率一定の線とともに、構造部材の一例として、片持ち梁の場合の重量に対する強度一定やたわみ一

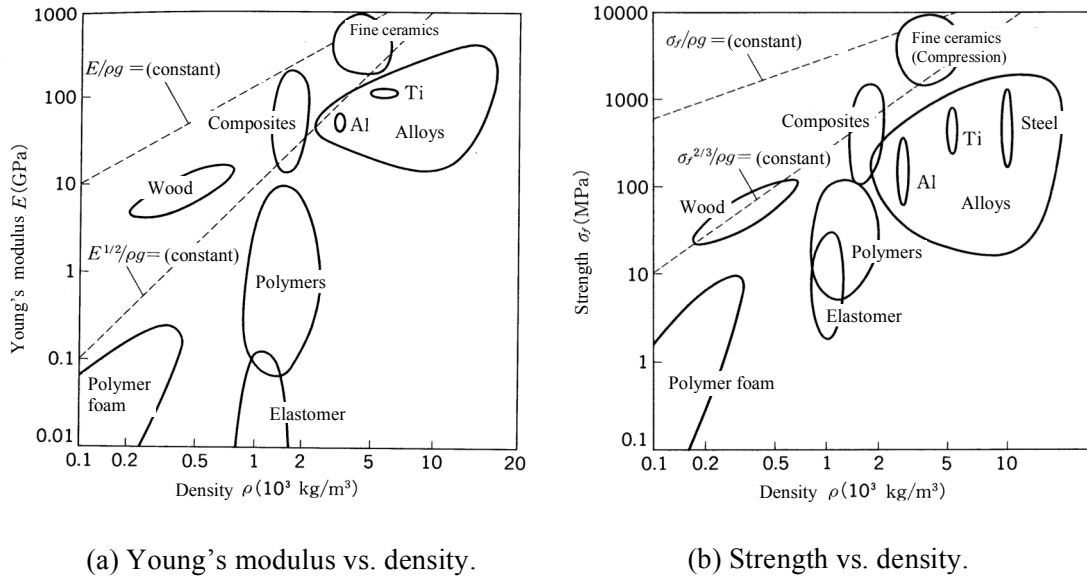


Fig. 1-4 Plot of Young's modulus and strength against density of materials. [1.14]

Note: Lines of constant $E^{1/2}/\rho g$ and constant $\sigma_f^{2/3}/\rho g$ corresponding to constant weight for cantilever beam are shown in addition to the lines of constant specific Young's modulus $E/\rho g$ and constant specific strength $\sigma_f/\rho g$.

定に相当する $\sigma_f^{2/3}/\rho g = \text{一定}$ や $E^{1/2}/\rho g = \text{一定}$ の線が示されている。これらの線を基準に左上の方が軽く強度、剛性が高い材料である。木材は強度や剛性の絶対値が低いものの、重量あたりの強度、剛性の観点では金属よりも優れている。また、片持ち梁構造への適用では、木材は複合材料に引けを取らない。エンジンが非力な場合、速度が低く、機体に作用する空力荷重も小さいことから、絶対的な強度や剛性がそれほど高くなくても良い。したがって、複合材料の無かった時代には、木材が構造材料として最良であり、特に、ライトフライヤー号など初期の航空機において、前述したような木製の骨組みに羽布張り表面という材料構成としたことは、適切な選択であった。

当時は、使用できる材料の絶対的な強度、剛性が低かったことと併せて、平板にキャンバー（反り）を持たせた薄い翼型であったために翼の曲げ剛性を十分確保することが

難しく、ライトフライヤー号では複数の翼を支柱や張線でつなぐ構造様式が採用された。この薄い翼型には空気抵抗を抑える意図があり、構造様式には翼を撓ませることにより左右の翼が発生する揚力を制御して操縦を可能にする意図があった。ただし、実際には支柱や張線による空気抵抗が大きかった。その後、ヒンジ機構によって翼の一部を曲げてキャンバーを変化させることにより揚力を制御する補助翼が考案され、翼を撓ませるための柔軟性を持たせる必要がなくなった。また、ドイツのプラントルなどによる空気力学の発展に伴って、厚みのある翼型で高い揚力を得ながら空気抵抗の低い翼が設計できるようになり、構造的には単葉でも曲げ剛性を確保することができるようになった[1.5]。さらに、エンジン技術の進展により出力が向上したことは、空力荷重の増加に繋がるため、構造には絶対値的な強度、剛性の高さが求められるようになった。こうした技術的な進展に伴って、航空機による輸送は実用段階を迎え、航空機構造には信頼性や耐久性も求められるようになり、金属材料の適用が時代の要請となってきた[1.1, 1.5]。

こうした背景の中、新たにジュラルミンのような画期的な金属材料が登場したことも後押しする形で、1910年代には、厚みのある翼を持ちジュラルミンを使用した、全金属製の単葉機という機体材料・形態が実現された (Fig. 1-5) [1.1]。その後の航空機技術



- All-metal structure using aluminum alloy (duralumin)
- Cantilever-wing monoplane (without external bracing)
- First flight on 25 June 1919

Fig. 1-5 Junkers F13 – the world’s first all metal transport airplane. [1.1]

の進展では、ジェットエンジンの登場により強力な推進力が得られるようになったことにより、さらなる大型化・高速化が実現された。構造設計においては、いくつかの重大な事故からの教訓も得て、疲労強度や損傷許容性などの考えを取り込むことにより、安全性の向上が図られてきた。しかし、構造様式そのものや適用材料の観点からは、高強度アルミ合金を適用した全金属製セミモノコック構造 (Fig. 1-6) という旅客機・輸送機の基本的な様式は、1930 年代のボーイング 247 やダグラス DC-2・DC-3 の頃までに

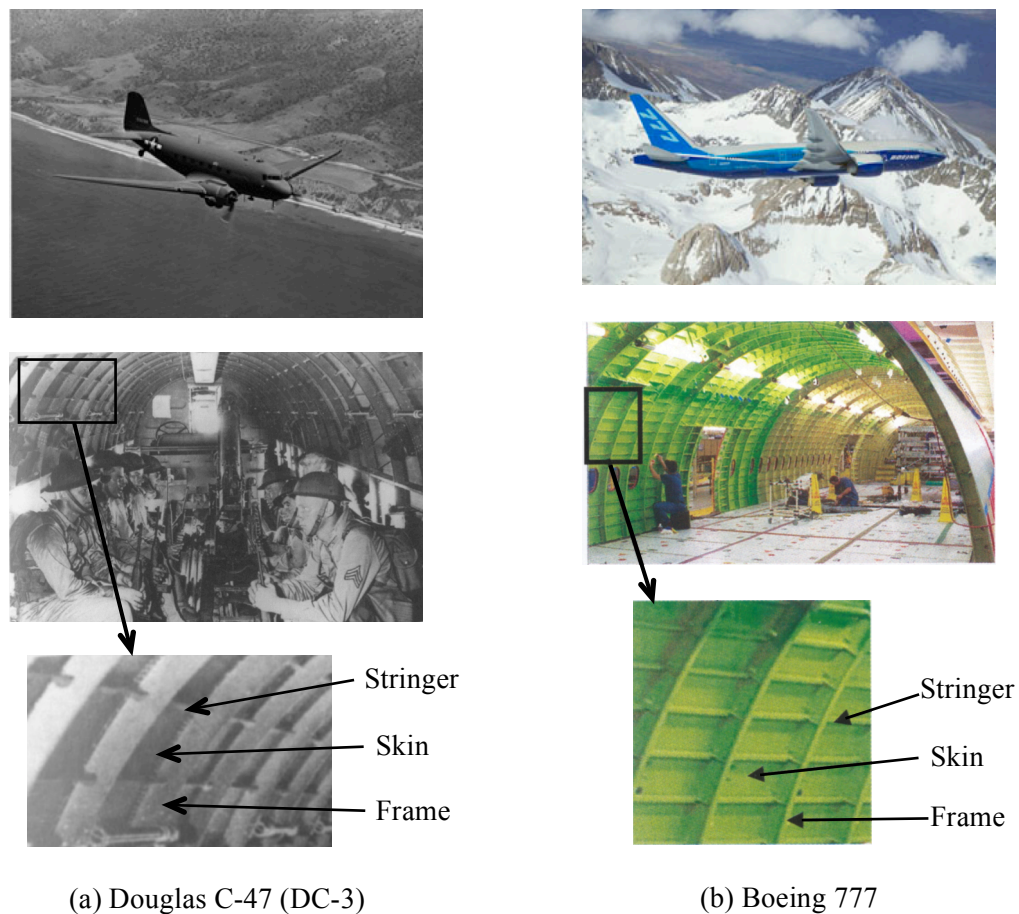


Fig. 1-6 All-metal semi-monocoque structure with high strength aluminum alloys.

Note: This structural configuration was established as the standard for passenger and transport airplane by around mid 1930s as shown in (a). This configuration is still the standard for the latest airplane developed in 1990s and later as shown in (b). [1.1, 1.15, 1.16, 1.17, 1.18].

は確立され[1.5, 1.11], その後は今日に至るまで大きな変革はなかったと見ることもできる[1.15].

そのような中, 新しい材料として, 近年, 特に利用が拡大してきたのが複合材料である. 早くは 1940 年代初頭にガラス繊維強化プラスチック (Glass fiber reinforced plastics; GFRP) が使用され始めたが, 多くは二次構造 (航空機の飛行にかかわる全機としての荷重を分担しない構造) での利用やレドームのような電波透過性など機能面での利用であった. GFRP のマトリックスには不飽和ポリエステル樹脂やエポキシ樹脂などの樹脂が用いられ, いずれの GFRP も安価で通常の民生品用途には十分な特性を持つ. 不飽和ポリエステル樹脂をマトリックスとする GFRP は, 航空機で必要とされるレベルの絶対的な強度が必要とされない住宅設備, 小型舟艇やスポーツ・レジャー用途に利用されている. エポキシ樹脂をマトリックスとする GFRP は, 寸法安定性や電気絶縁性を活かしてプリント基板などに活用されている. このように, 多種多様な分野において, GFRP が幅広く適用されており, 単に繊維強化プラスチック (Fiber reinforced plastics; FRP) と言えば GFRP を指すほどである.

話を航空機に戻すと, その後, 1960 年代には, 重量あたりの強度に加えて, 剛性 (弾性率) にも優れる炭素繊維とそれを用いた炭素繊維強化プラスチック (Carbon fiber reinforced plastics; CFRP) が開発された. 後述する Fig. 1-10 に示すように, 1970 年代後半から 1980 年代以降適用が拡大してきている[1.19]. ただし, 金属材料と比べて非常に歴史の浅い材料であることから, CFRP も, 当初は二次構造のような航空機全機の飛行安全に影響しない部位で限定的に適用された. 一次構造 (航空機の飛行にかかわる全機としての荷重を支持する構造) については, 絶対的な性能が必要となる軍用機から適用が始まった. このような初期の CFRP 適用からの経験や運用実績により信頼性や耐久性が確認されてきたことに伴い, 21 世紀になってからは, 旅客機でも一次構造への適用

が拡大した。最新のボーイング 787 (Fig. 1-7) やエアバス A350 では、主翼や胴体への適用も含めて複合材料が構造重量の約半分を占めることが示すように、機体構造の材料選定において高強度アルミ合金と並ぶ候補材料としての地位を確立しつつある。Fig. 1-4 でも見たように、CFRP は、重量あたりの強度、剛性の観点でも、通常の応力で示される強度、剛性の観点でも優れており、航空機構造に最も適した材料である。このような状況を鑑みると、複合材料の選択は必然的であり、航空機における適用材料の歴史において、新しい時代の扉が開きつつあると考えられる。



Fig. 1-7 The first flight of Boeing 787 – the world’s first wide-body passenger airplane applying composite to its primary structure. [1.20]

1.2 航空機における複合材料の適用

1.2.1 航空機に適用される複合材料

複合材料とは、「2 つ以上の異なる材料要素を組み合わせ、個々の要素にない特性を付与した材料」とされる。ここでの「異なる材料要素」は、複合材料として組み合わ

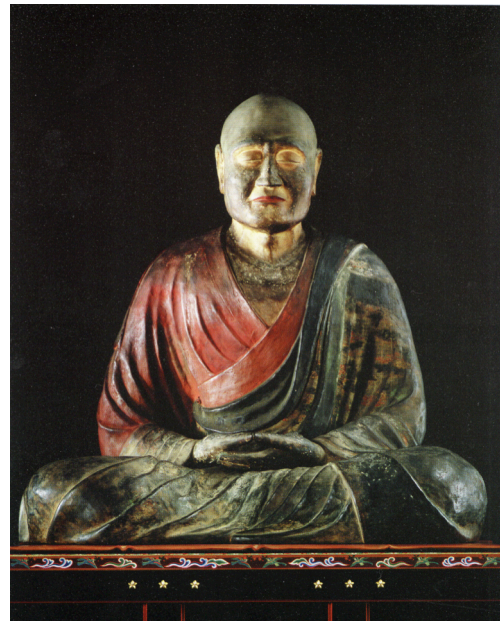
せた後も構成材料が元の形を残しているものである。したがって、合金のように原子レベルで混ざり合っていて熱力学的に安定したものは、複合材料には分類されない。複合材料の例は、自然界にも多く見られる。樹木がセルロースの繊維とリグニンのマトリックス、骨や歯がハイドロキシアパタイトの無機質結晶とタンパク質の一種であるコラーゲンのマトリックスでできているなど、多くの複合材料が存在する[1.21]。春から夏にかけて日本に渡ってくるツバメは、次に述べる人間の技術と同様に、泥を運んできて、藁などで巧みに補強した巣を作る。

人類の作り出した複合材料のルーツとしてよく例に挙げられるのは、古代エジプトで作られた切り藁による補強入りの日干し煉瓦である[1.22]。日本においても、和風建築の土塀や土壁、漆喰塗りに、藁すさなどの繊維質の材料が混ぜられている。建築の身近な例では、鉄筋コンクリートは引張荷重に弱いコンクリートの欠点を鉄筋と組み合わせて補っている複合材料である[1.23]。石州半紙と本美濃紙、細川紙がユネスコの無形文化遺産に登録されたことでも改めて注目を集めた和紙は、楮や三桠などから取り出した繊維を黄蜀葵などの根から取ったネリと呼ばれる粘液のマトリックスに分散させて漉き上げたものである[1.24]。奈良・興福寺の阿修羅像 (Fig. 1-8(a)) に代表される天平時代の仏像には、脱活乾漆造が多く用いられた。この手法は、塑像（塑土で作った概形の型）の上に、麻布を漆で貼り重ねて成形し、漆が乾いた後に塑像を壊して取り除き、補強となる心木を入れて仕上げる方法[1.25]で、材料の違いを除けば、現在の CFRP におけるハンドレイアップ（ウェットレイアップ）法と非常に類似した方法である。この手法は、唐招提寺の鑑真和上坐像 (Fig. 1-8(b)) にも見られるように、天平時代に重んじられた写實的表現に向くとされる。しかし、貴重で高価な漆を大量に使うこと、時間のかかる漆の乾燥を挟みながら貼り重ねを数回～10 回程度繰り返すために製作期間が長くかかることから、製作費用がかさむ手法であった。こうした理由もあって、脱活乾

漆像を製作することができたのは、当時でも、財力のある朝廷や有力な社寺に限られ、その後の時代では、木心乾漆造や木彫などの手法に置き換わることとなった。1.2.3 節に後述するように、現在の CFRP においても、素材、製造設備、工程などについてコスト増加に繋がる要因が多いために、製造コストが高いという類似した課題がある。



(a) Statue of Ashura



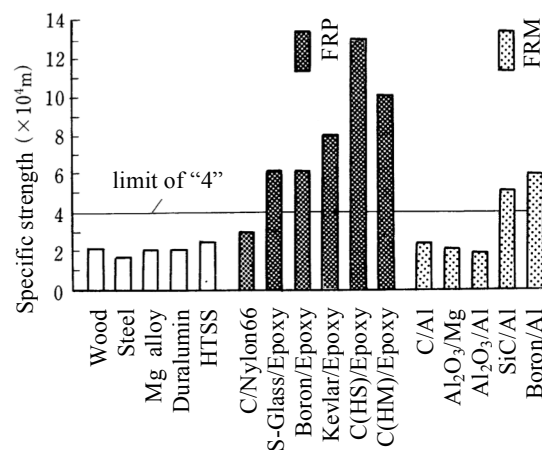
(b) Sedentary image of Ganjin-wajo

Fig. 1-8 Hollow dry lacquer sculptures – (a) the statue of Ashura in Kofukuji-temple and (b) the sedentary image of Ganjin-wajo in Toshodaiji-temple, in Nara. [1.25]

CFRP は、以下に示すように、その特性が航空機構造に非常に適している材料である。また、少なくとも、現在使用できる材料の中では同等以上の特性を持つ材料は見あたらず、航空機構造への適用の拡大が必須の材料といえる。したがって、長期的な視点からは、CFRP に置き換わる材料や現在の方法とは大きく異なる効率的な製造方法などの登場も期待されるが、現在の CFRP 製造の各段階におけるコスト低減の努力を継続すると

ともに、CFRP の特性をしっかりと把握し、長所を十分に利用しつつ、短所を抑制することが重要かつ当面の現実的な課題であると考えられる。

航空機などの輸送機器を含めた今日の産業用途に利用される近代的な複合材料としては、前節で述べた GFRP や CFRP などが挙げられる。特に航空機への適用を考えた場合の材料選択においては、前述のように、機体の軽量化への寄与が重要である。この観点で有用な指標（材料特性）が Fig. 1-4 にも示した「比強度」や「比剛性」である。改めて定義を示すと、強度や剛性をその材料の密度（次の Fig. 1-9 と後出の Fig. 1-12 の場合は、正確には単位体積当たりの重量）で除した数値であり、同じ重量で発揮できる強度あるいは剛性を示すものと理解できる。各種材料の比強度をより詳しく示したものが Fig. 1-9 である。図中に「4 の壁(limit of “4”）」として示した比強度のレベルは、金属材料では到達できていない特性である。このような面からも、従来の材料に比べて、複合材料が非常に優れていることが理解される。



(FRP; Fiber reinforced plastics, FRM; Fiber reinforced metal, HTSS; High tensile strength steel, HS; High strength, HM; High modulus)

Fig. 1-9 Specific strengths of various materials. [1.23]

このような優れた特性により、航空機構造への複合材料の適用は、Fig. 1-10 のように大きく拡大してきた。近年では航空機の運用にかかわる経済性だけではなく、地球環境への負荷低減の観点から、燃料消費率の向上、CO₂ 排出量の削減も求められるようになり、機体構造の軽量化要求はさらに強まっている。なお、GFRP や CFRP に加えてアラミド繊維やボロン繊維といったさまざまな強化繊維とエポキシ、不飽和ポリエステル、ビスマレイミドなどのさまざまな樹脂の組み合わせにより、非常に多様な複合材料が存在するが、以下では、比強度・比剛性が特に優れることによって、航空機構造への適用に最も適した複合材料と考えられる CFRP について述べる。

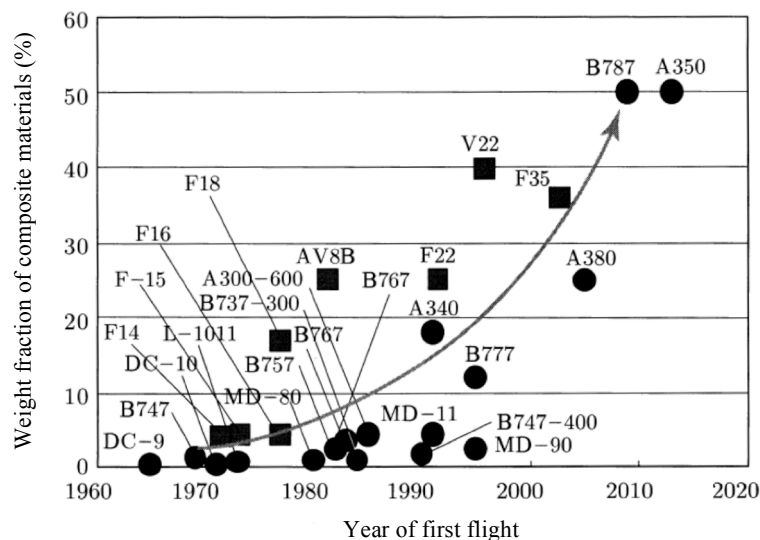


Fig. 1-10 Increase in application of composite materials to aircraft structures. [1.22]

1.2.2 航空機構造への CFRP の適用

改めて、炭素繊維強化プラスチック(Carbon fiber reinforced plastics; CFRP)は、その名のとおり炭素繊維と合成高分子（樹脂）からなる材料である。その力学的特性は、構成要素である炭素繊維と樹脂に由来することになるが、両者の特性は大きく異なる。炭素

繊維の引張強度は樹脂に比べて圧倒的に高い一方、通常の衣類などに用いられる繊維と同様に、炭素繊維単体では引張以外の方向の荷重を受けた場合には形状を保持することができない。このため、CFRP では、炭素繊維が強度を受け持ち、樹脂が形状を保持するという機能を組み合わせ、加えて、繊維不連続部での圧縮や引張の応力を樹脂が伝達することにより、実際の部材として形状を樹脂で保持しながら、高い比強度・比剛性といった繊維の特性を発揮させている。

Fig. 1-11 は炭素繊維およびそれを用いた一方向強化材の強度の確率分布を示す[1.23]。T300 は、炭素繊維の種類を表し、カタログ値で引張強度 3,530MPa、引張弾性率 230GPa の特性を持つ繊維である[1.26]。同図では、繊維と複合材料の強度が対等な比較となるように、繊維体積含有率 V_f とゲージ長、ワイブル係数を用いて繊維の特性値を換算している。3601 や 3631 は樹脂の種類を表し、3601 は航空機等の用途向けで耐熱性があるものの脆性的な樹脂であり、3631 はじん性を向上させた樹脂である。このように、炭

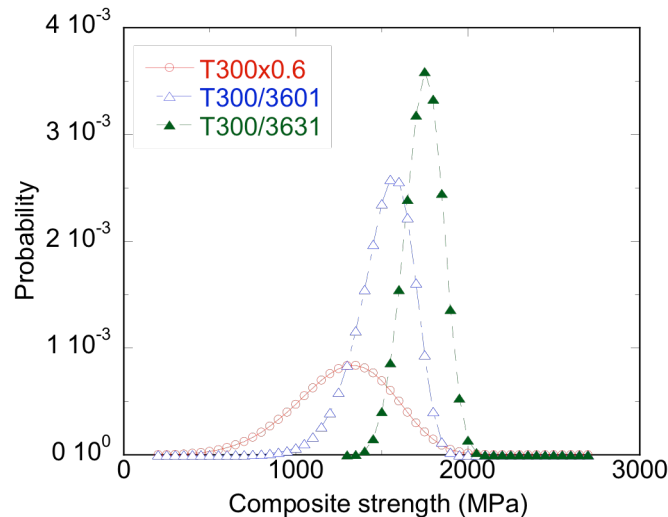


Fig. 1-11 Probabilistic density distributions of strengths of carbon fiber and its CFRP. [1.23]

素繊維だけでは強度が非常にばらつくのに対して、CFRP となって繊維が樹脂によって保持されることによって、より高い強度が発揮できることは興味深い。このとき、荷重は樹脂による応力伝達により各繊維に配分されており、樹脂の役割が単に形状保持だけではないことが分かる。また、樹脂の違いによる差を見ると、じん性の低い材料 (3601) に対して、じん性の高い材料 (3631) では繊維破断部の近傍で樹脂自体の脆性的な破壊様相が抑えられることにより、強度のばらつきが少なくなるとともに、繊維の強度をより効果的に発揮させることができるものと理解される。

繊維と樹脂の特性が大きく異なることに起因して、CFRP を含む繊維強化プラスチックでは、繊維方向の引張強度や弾性率が繊維直交方向に対して非常に高いという強い異方性を持っている。前出の比強度は繊維が一つの方向にそろった「一方向材」と呼ばれる材料についての特性値が示され優れたものとしての評価を得ているが、これに対して、繊維に対して直交する方向の強度は極端に低い。典型的な熱硬化樹脂であるエポキシ樹脂を適用した CFRP の場合、炭素繊維を一つの方向に並べるか、経糸/緯糸で構成される織物としたものに、未硬化の樹脂材料を含浸させたプリプレグという中間材料を用いることが多い。プリプレグを用いて CFRP の部材を製作する際には、強度や剛性の必要な方向に繊維が配向するように層構成（プリプレグの繊維方向と積み重ね順序、枚数の組み合わせ）を設定し、それに従って積層した後、オートクレーブを用いて高い温度と圧力をかけることで樹脂を硬化させ、所望の材料特性を持つようにした積層板として使用される。このように、繊維をいろいろな方向に配向させることにより、必要な方向に必要な強度を持たせる設計が可能になる。ただし、このような設計上の自由度というメリットの代わりに、CFRP 積層板の強度（比強度）として見ると、繊維がいろいろな方向を向いている分だけ低下することとなり、優位性が薄れることになる。Fig. 1-12 は、この状況を示したもので、図の右上の方が比強度・比剛性に優れる。一方向積層複合材

料が絶対的な強度・剛性のある程度持ちながら、最も優れた比強度・比剛性を持つという優位性は、多方向積層の炭素複合材料では、かなり薄れている。

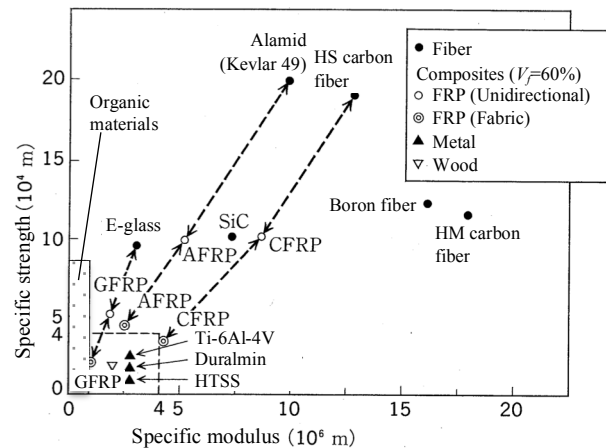


Fig. 1-12 Specific strength and specific stiffness of materials. [1.14]

マトリックスに用いる樹脂は、温度や吸湿といった環境の影響を受けやすい材料であることから、実際に部材の設計を行う際には、その影響を考慮して用いることとなる。さらに、後述するように、CFRP には製造時欠陥や運用時の損傷に伴う強度低下の可能性もある。したがって、部材の設計においては、これらの影響も考慮する。このような制約を併せると、CFRP を構造材料として適用した場合でも、実際には Fig. 1-9 や Fig.1-12 に示した比強度の差ほどの軽量化は難しい。

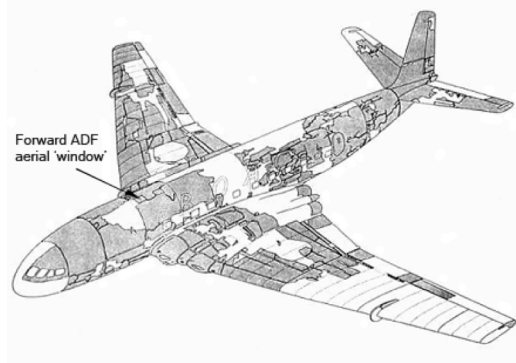
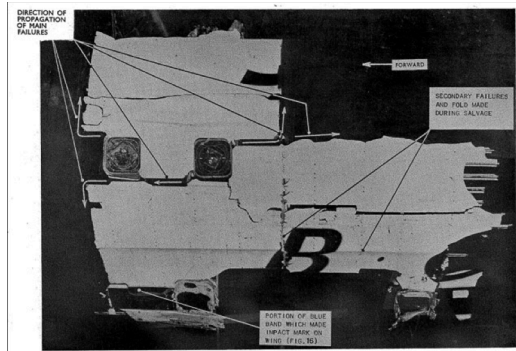
このように、静強度の観点からの利点が制約を受ける一方で、CFRP は繰り返し荷重を受けても強度低下が少ないことも特徴である。これは、炭素繊維自体が疲労による強度低下が少ないという特性に由来する。CFRP を用いた構造物を設計する場合も疲労に関する検討は行うものの、金属材料と比較して疲労によって大きく制約されることが少

ない。繊維直交方向については、繊維－樹脂の界面や樹脂の特性に依存するため強度自体は低いものの、静強度に対する疲労限の低下率が少なく、CFRP としても疲労による強度低下が少ない[1.27]。また、炭素繊維、樹脂とも腐食することがない。

金属材料製の航空機では、金属疲労によるき裂発生や腐食による構造材料自体の欠損などが安全性を確保する上で問題であり、過去にはこれらが原因と考えられる重大な事故も起こっている。Fig. 1-13 は、これらの事故の代表的なものである。(a)～(c)の順に、1954 年の英国海外航空デハビランド・コメット旅客機の連続墜落事故、1985 年の日本航空ボーイング 747 型旅客機の墜落事故、1988 年のアロハ航空ボーイング 737 型機の胴体上部外板破壊事故である。(a)については、世界初の与圧客室を持つ旅客機であり、疲労に対する設計と評価の技術が未熟であったことが直接的な原因とみられている。この事故の原因究明を通じて、与圧胴体構造の疲労に関する設計や強度保証についての知見が得られ、開発試験や点検・整備の要領が確立されていった。

例えば、一定の運用期間や飛行回数ごとに実施される重整備においては、外板どうしの結合や外板と補強材との結合のような、全てのリベット止め箇所に対して、き裂発生の有無を 1 つ 1 つ目視で確認することや、腐食がないことの確認が必須となっている。(b)と(c)は、このような知見を踏まえた設計であったにもかかわらず、修理の際に設計どおりにできていなかったというミスや、経年機でありながら点検・整備が十分になされていなかったことが原因とされる。ただ、逆に言えば、こうした点検・整備が負担の大きい作業であり、かつ、これらが疎かになると破局的な結果に繋がるという証左でもある。

このような金属構造での課題に対して、CFRP を主要構造に適用した場合には、点検すべき結合箇所が大幅に少なく、疲労や腐食に関して、金属構造ほどの頻度や細かさでの検査が不要となる。例えば、ボーイング 787 では、C 整備（分類の仕方によっては、



(Failure analysis of recovered wreckage)

(a) BOAC, de Havilland Comet (1954)
[1.28-1.30]



(b) JAL, Boeing 747 (1985) [1.31]



(c) Aloha Airlines, Boeing 737 (1988)
[1.32]

Fig. 1-13 Catastrophic airplane accidents caused by metal fatigue.

重整備の一つに分類される) において、機体構造各所を点検するために機体全体を覆うように設置する足場が不要となり、日常的な点検・整備と同様の設備で実施することが可能となっている。すなわち、CFRP の適用については、重量軽減効果以外にも、機能

性、安全性、維持における経済性などの面で非常に大きい利点がある。したがって、今後とも、炭素繊維の改良などによる強度向上の追求とともに、CFRP の強度発現における各種の負の影響を排除・軽減することも重要と考えられる。

1.2.3 CFRP を適用した航空機構造の設計

CFRP の適用有無にかかわらず、航空機の設計においては、法令に定められる安全性基準を満たすことが必要となる。材料の強度特性については、日本の国土交通省航空局の耐空性審査要領[1.33]、米国 FAA (Federal Aviation Administration) の FAR (Federal Aviation Regulations) [1.34] や欧州 EASA (European Aviation Safety Agency) の CS (Certification Specifications)[1.35] など、各国の安全性基準において、十分な試験データの統計処理に基づいて設定するように定められている。この基準自体は材料が金属か非金属（複合材料）かを問わず同じである。（各国の安全性基準は、一部に独自基準があるものの、基本的に調和・一致するように配慮されており、大半の項目については、ある国の基準への適合が証明できれば、他の国の基準に対しても適合が証明できる。）また、製造時や運用中に生じて部材に内在する欠陥や運用時の環境に伴う劣化、不時の原因による損傷などについても、検査により検出できるものは修理等の対処を行い、検出できないものはそれが存在したままでも飛行安全上の障害とならないよう配慮することが必要であり、これも金属材料、複合材料にかかわらず同一である。

上記の安全性基準により、適切な品質の部材を製造するために工程管理の必要なものについては、承認された工程スペックに基づいて製造を行う必要がある。金属材料では、鍛造や一部の熱処理などは部材製造者での工程管理が必要であるが、合金成分の構成や溶け込み具合などの基本的な部分は素材製造者による工程管理で決まるため、主に素材製造者により材料の証明がなされる。一方、CFRP を始めとする多くの複合材料におい

では、材料の特性が部材製造者における工程で決まるため (Fig. 1-14) [1.36], 素材製造者による材料証明に加えて、部材製造者における工程管理が重要となる。

このような状況を踏まえ、CFRP を含む複合材料を適用した部材の設計においては、FAA の Advisory Circular (AC10-107B [1.37])などにより、試験と解析を組み合わせるビルディングブロックアプローチ (Fig. 1-15) といった強度証明方法のガイドラインが設定されている。この方法では、クーポンレベルからコンポーネントや全機レベルまでの試験を段階的に実施する。クーポンや構造要素などの下位レベルの試験では、比較的多数の試験を実施して、統計に基づく基礎的な強度データを取得する。部品やサブコンポーネントの試験では、ひずみや破壊モードについての解析方法の妥当性を段階的に検証する。コンポーネントや全機レベルの試験では、全機的な荷重や組み合わせ荷

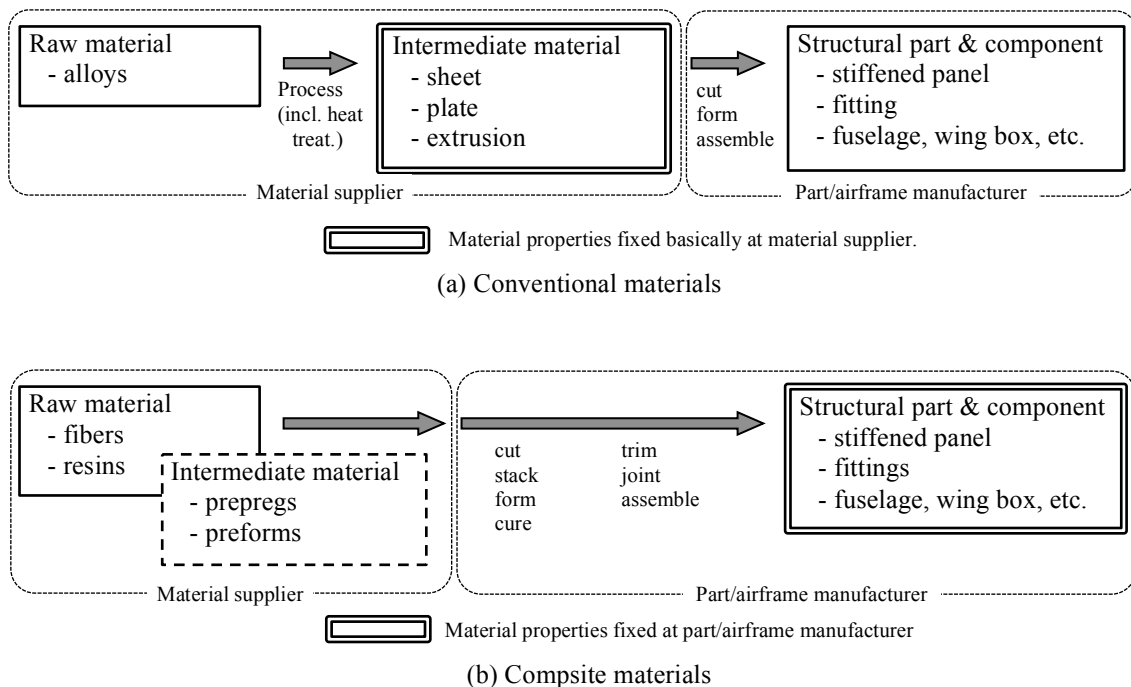


Fig. 1-14 Schematic of fabrication phase when material properties are fixed. [1.36]

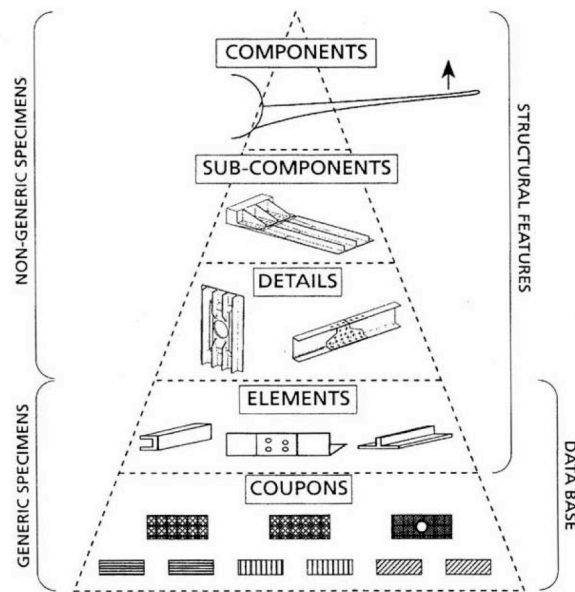


Fig. 1-15 Schematic diagram of building block tests for a fixed wing. [1.37]

Static strength is substantiated by combinations of tests and analyses.

重の伝達について、解析による予測の妥当性を確認する。このような要領により、規模の大きい試験の数を抑えながら、段階的に解析の精度も向上させて、強度保証を確実なものとしている。

なお、これらの強度の証明において適用する解析手法自体については、段階的な試験結果との整合性に加え、これまでに開発され運用されている航空機での実績も重視される。ここで対象とする解析手法には、有限要素法（Finite element method; FEM）解析に用いる数学モデルの構築方法だけでなく、FEM 解析で得られた内部荷重（各部の応力分布）からの部品ごとの安全余裕（Margin of safety; M.S.）の計算方法も含まれる。この計算において、通称“Bruhn [1.38]”や“Peery [1.39, 1.40]”と呼ばれる文献は、適用実績が多く、現在の航空機構造の開発でも用いられることが多い。

ビルディングブロックアプローチの試験に用いる試験体の製造においては、実機品の製造時と同様に材料や工程の管理を行うことが要求される。さらに、実機の製造時に生

じうるばらつきや欠陥、運用時に生じうる損傷、温度・湿度などの環境による影響について、試験による裏付けに基づいて強度の解析・評価を行うことなども示されている。これらの要領に沿って強度保証を行うことにより、安全性を確保した航空機構造を設計することが可能になる。ただし、CFRP では金属材料と比較してより広範な要因が強度に影響を及ぼすことから、必要となる試験が増大することが一般的であり、これが開発コストを押し上げる要因となっている。

前述したとおり、CFRP では、炭素繊維が必要な方向に配向するようにプリプレグを一層ずつ積層し、オートクレーブで高温・高圧をかけることにより樹脂を硬化させて成形する。すなわち、積層も樹脂の硬化も時間のかかる工程であり、製造コストを押し上げる。さらに、CFRP 部材の製造コストが増大する要因として、積層のために空調管理されたエリアやオートクレーブなどの設備を整備するために、規模の大きい初期投資が必要であることも指摘されている。解決策としては、積層のような人手のかかる工程の自動化や、部材の大規模化、補強材などの一体成形化などが挙げられる。自動化は、人件費の抑制だけでなく、工程のばらつきを抑え、品質を安定させることにも寄与する。部材の大規模化・一体成形化は、接合部の数を減らすこととなる。これは、部材成形後の組立工程の簡略化・省力化を図ることにより、製造工程全体としてコスト増大を抑えることを意図している。

以上のような状況から、今後、CFRP 構造の効率的な開発や活用拡大を考える上では、開発、製造や運用にかかわるコストの低減も考えながら、安全性に適合するよう設計を行うことが必要である。すなわち、製造の自動化や部材の大規模化・一体成形化を含めて、さまざまな要因による強度への影響の評価・検討を行うことが必要となる。

1.3 CFRP 積層板の製造時欠陥による強度への影響

1.3.1 CFRP を適用した航空機部材の製造と検査

前述のように、CFRP は、プリプレグを積層しオートクレーブを用いて硬化させた積層板として使用されることが多く、材料の微視的構造やその結果として現れる材料特性は、これらの工程により決まる。したがって、CFRP を適用した航空機部材を製造するにあたっては、材料管理とともに工程管理と検査が特に重要になる。材料管理では、例えば、航空機で多く用いられるエポキシ樹脂をマトリックスとする CFRP のプリプレグでは、使用前にエポキシ樹脂の硬化が進まないように冷凍庫での保管が必要となる。このため、素材製造者での製造工程の管理はもちろんのこと、プリプレグの輸送中や部材製造者での受入や保管に至るまで、材料仕様書に沿った材料の管理を行い、その状況の記録を残す必要がある。

工程管理は、部材製造者での製造から検査までが対象となり、工程仕様書に基づいて行われる。全般的な事項としては、積層を行うエリアの温度・湿度や清浄度などが管理される。個々の部品については、プリプレグの一層ごとの積層状態やオートクレーブでの硬化の際の温度・圧力の時歴などが確認され、記録される。製造された部品の検査では、寸法や外観などの通常の部品としての検査に加えて、超音波探傷などの非破壊検査により、部材内部の状態の確認が行われる。ここで、検査における検出限界以下もしくは定められた基準内の欠陥については、その欠陥が存在したとしても、航空機の運用寿命にわたって飛行安全に問題がないように設計において考慮される。

非破壊検査の手法としては、欠陥の検出能力とこれまでの実績などを踏まえて超音波探傷が広く用いられている[1.41, 1.42]。この超音波探傷では、入射波に対する反射波や透過波の減衰の状況から部材内部の状況を検査する (Fig. 1-16)。先進的な研究では、使用する超音波の周波数や信号処理を工夫することにより、後述するボイドのような欠

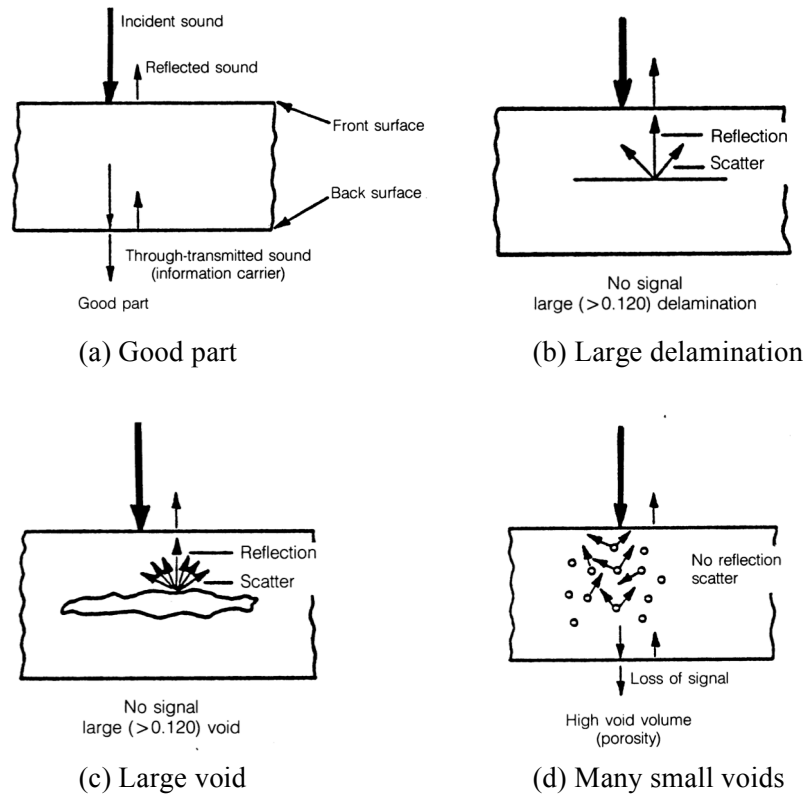


Fig. 1-16 Schematic of defect detection by ultrasonic inspection. [1.43]

陥について板厚方向の深さの検出が試みられており[1.44]、今後、より詳細な検査が可能となることが期待される。赤外線を利用したサーモパルスは、広いエリアを短時間で検査可能であり、今後、検査能力（分解能）や精度の向上が期待される。また、一部の用途では X 線コンピュータ断層撮影法（Computed tomography. 以下、「X 線 CT」と記す。）により部材内部の欠陥を直接的に検査している例もある（Fig. 1-17）[1.45].

CFRP の場合、炭素繊維については製造後に特性が変動する要因が少なく、材料管理と工程管理の多くは樹脂と界面の品質を確保するためのものである。これに対応して、非破壊検査では主に樹脂に生じる欠陥が対象である。

このように、CFRP を適用した航空機部材の品質を保証するためには、樹脂の品質を保証することが必要である。併せて、樹脂に生じる欠陥については、それに伴う強度低下などの力学的挙動を把握することが重要と考えられる。

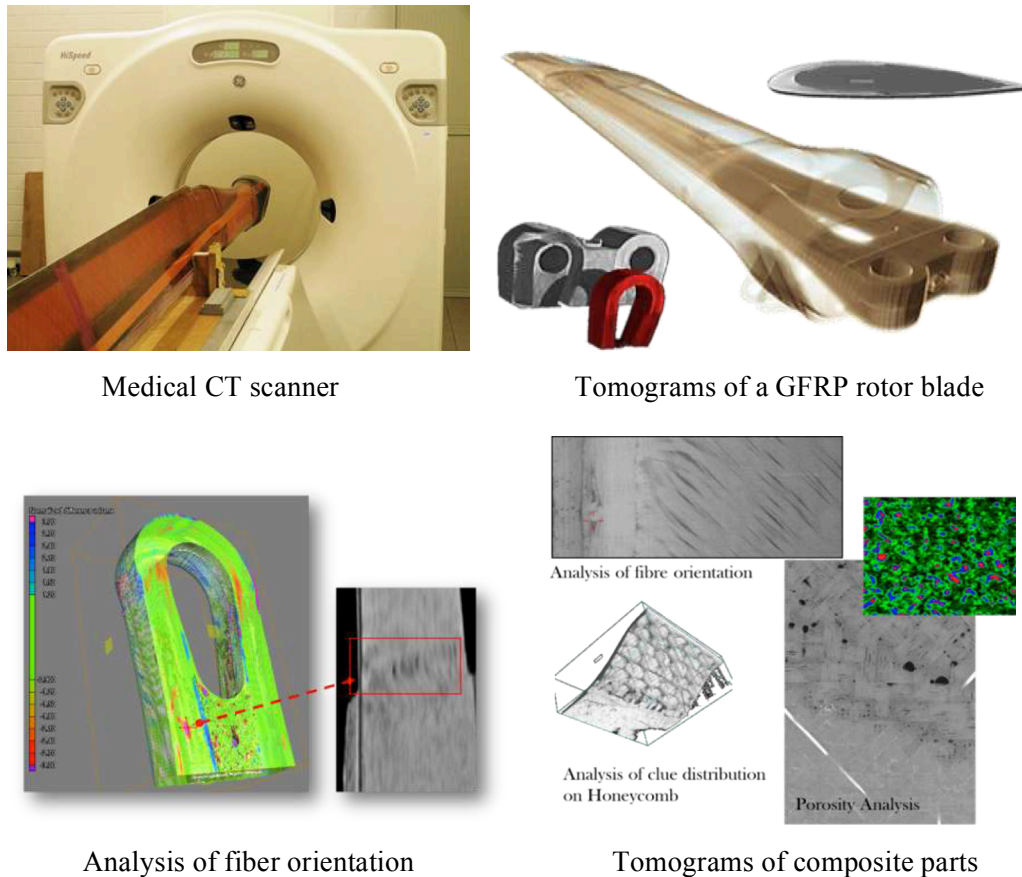


Fig. 1-17 X-ray CT used for non-destructive inspection in production. [1.45]

1.3.2 CFRP 積層板の製造時欠陥 - ボイドとポロシティー

CFRP を構成する樹脂の強度特性の低下は、CFRP 部材の製造中に生じる欠陥に起因するものと運用中に受ける環境や損傷に伴うものに大別される。前節にも述べたように、これらのうち、運用中に受ける環境の影響や損傷に伴う強度特性の低下については、航空機の構造設計においては試験結果に基づいて考慮する。具体的には、試験結果に基づ

いて、ノックダウンファクタ（knockdown factor；低減係数）を設定し、許容値に対して適用する、あるいは、損傷許容設計やフェールセーフ設計、安全寿命設計といった設計手法を取るなどの形で考慮がなされる。ただし、このような環境の影響や損傷に伴う強度低下自体は、基本的には金属構造の場合でも考慮するものである。

CFRP を適用した場合に特有のものとしては、例えば、降着装置の車輪からの小石の跳ね上げ、整備中の工具の落下、降雹といった要因による衝撃損傷が挙げられる。これらの衝撃損傷を受けた場合、金属構造では、損傷を受けたこと自体が外観からも明確に識別でき、その状況に応じた対処を取ることが可能である。しかし、CFRP では、損傷を受けたこと自体が外観では判別しにくい。このため、検査で発見可能な損傷レベルを設定し、発見できない損傷に対しては、それが存在したままでも、航空機の運用寿命にわたって飛行安全に問題がないように設計において考慮する。また、検査で発見可能な損傷についても、日常的な点検で発見できるもの、装置を使用した非破壊検査で発見できるもの、といった損傷レベルに応じて耐荷すべき飛行回数を設定し、それに適合する強度を確保するような設計を行う。

一方、製造中に生じる欠陥に関しては、金属部材の場合には、材料に内在する微小なきずなどが想定される。構造設計においては、運用中に部材に生じるきずと同様の考え方により、損傷許容設計やフェールセーフ設計として考慮するか、損傷許容設計が難しい場合には安全寿命設計を行う。CFRP 部材の場合には、その製造において、多くの工程を経る中で、さまざまな種類の欠陥を生じる可能性がある。損傷許容設計などの安全性確保についての基本的な考え方は同じではあるが、CFRP 特有の製造時欠陥が多様であるため、それらの欠陥に応じた配慮が必要となる。

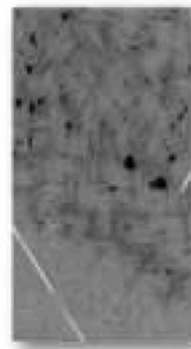
CFRP 部材として多く用いられている積層板を前提とすると、まず、部材表面からでも確認される欠陥として、樹脂欠損や過剰な樹脂、プリプレグどうしの継ぎ目のギャッ

ブ、表面の引っかき傷やへこみ、樹脂の変色などが挙げられる。積層内に生じる欠陥としては、繊維のうねりや繊維方向の異状、積層間の異物の入り込み、積層の数・順序・方向の違いなどがある。これらは、検査で発見して処置する必要があるが、発生頻度が高くない、工程を管理することで防ぐことが可能、あるいは、部材の性能にそれほど有害でないなど、それほど心配する必要はないものとされている[1.43]。

CFRP 積層板において、通常、最も注意する必要がある製造時欠陥は、層間はく離 (delamination) とボイド (void)、ポロシティ (porosity) である[1.43]。Fig. 1-18 には、これらの例を示す。層間はく離は、プリプレグの層と層の間の接着不良であり、積層作業中に入り込んだ異物など、接着を阻害するものが原因となることが多い。部材の設計においては、非破壊検査で検出可能な限界の大きさよりも小さい層間はく離については、存在しても問題無いように考慮する。具体的には、層間はく離がある場合の強度を確認し、強度的に危険な大きさになる前に定期整備等で検出され、修理等の対応が可能なよ



Delamination



Void (Porosity)

Fig. 1-18 Typical manufacturing defects in monolithic fiber composite materials. [1.45]

うに配慮する。また、運用によって層間はく離が拡大しない、もしくは、急激に拡大して破局的な状態に至ることがないこと、想定した点検によって危険な大きさになる前に検出可能であることを、試験でも確認する。

ボイドは、樹脂中の微小な空隙である。後述するように、ボイド発生の原因は、樹脂中に溶け込んだ水分、積層中やプリプレグ製造時の樹脂の含浸中に取り込まれた空気などがある。ポロシティはボイドのうちの寸法の小さいものであり、通常の超音波探傷では超音波の若干の減衰として捉えられるものの、明確な空隙として検出が難しいものを指す。本研究において、後述する要領で試験片に導入したボイドは基本的にポロシティのレベルの微小なものである。ここでは、CFRP の力学的特性への影響を考える上で、ボイドとポロシティの特段の区別は必要ないと考え、両者を含む総称として「ボイド」を用いることとする。

1.3.3 CFRP 積層板中のボイドによる強度への影響

前述したとおり、エポキシ樹脂を用いた CFRP 積層板の成形においては、オートクレーブを用いて高い温度と圧力をかけることで樹脂を硬化させる。このオートクレーブ成形において、温度条件は主に樹脂の化学反応を制御し、圧力条件は主に余剰の樹脂を押し出して層どうしを密着させるように作用する。これらを組み合わせた、時間に対する各パラメータの値の変化は、ボイド含有を最小にすることを含め、信頼できる部材を継続的に製造できるように、材料系に合わせて設定され、硬化条件（キュアサイクル）と呼ばれる。

ボイド発生の原因としては、樹脂中に溶け込んだ水分[1.46]、積層中やプリプレグ製造時の樹脂の含浸中に取り込まれた空気などがある[1.47]。ただし、ほとんどのボイドは、オートクレーブで高い圧力をかけることにより排出されるか、樹脂中に溶け込ませ

ることで無くすことができ、これにより、高い内部品質の CFRP 積層板を製造することが可能である。

このような利点を持つオートクレーブ硬化であっても、硬化条件が所定の公差内にならない場合（例えば、製品の形状が複雑で、圧力を適切に加えることができない場合）、樹脂中にボイドが形成されることがある。また、これにより繊維直交方向の引張強度、繊維方向の圧縮強度、曲げおよび剪断といった樹脂支配型の強度が著しく低下する[1.48]。このうち、 90° 層においてマトリックスに発生する繊維直交方向の引張破壊（クラック）は CFRP 積層板の引張・曲げ負荷下での初期破壊事象として生じる[1.21, 1.49]。これはトランスバースクラック（Fig. 1-19）と呼ばれ、層間はく離や他層の繊維破断等を誘発し、製品の破壊を招く恐れや、製品寿命を低下させる恐れがあり、その挙動についての理解が重要である。トランスバースクラックは、繊維と繊維の間のマトリックスに生じ

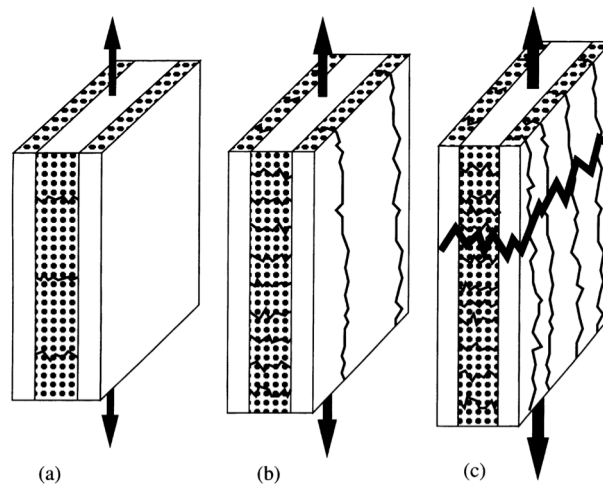


Fig. 1-19 Schematic of transverse cracking in a crossply laminate subjected to tensile loading parallel to one of the fiber directions. [1.21] (a) cracking of transverse plies, (b) onset of cracking parallel to fibers in axial plies, (c) final failure.

るため、主に繊維配置の観点から不均質性の影響が検討されてきた[1.50, 1.51]。炭素繊維の剛性が樹脂の剛性よりもはるかに高く、繊維がほとんど変形しないことから、樹脂部には繊維の周囲にひずみ集中が生じるため、トランスバースクラックは、通常、繊維のない純粋な樹脂の破壊ひずみよりも低い巨視的ひずみレベルで発生し始める[1.52]。例えば、CFRP 積層板における樹脂の初期破壊としての最初のトランスバースクラック発生における巨視的なひずみレベルが 0.2%~1%程度であるのに対して、エポキシなどの純粋な熱硬化性樹脂の破壊時の巨視的なひずみレベルは 5%程度である。

CFRP 積層板の強度に及ぼすボイドの影響に関する先行研究では、ボイド体積含有率 (Void volume fractions; V_v) と各種の破壊モードにおける強度との関係に焦点が当てられてきた。それらの研究では、ボイドが CFRP 積層板の力学的特性に影響し、弾性率、繊維方向の圧縮強度[1.53]、繊維直交方向の引張や圧縮の強度[1.54-1.56]、曲げ強度[1.55-1.57]、層間せん断強度[1.55, 1.56, 1.58, 1.59]を低下させることが明らかにされてきた。また、これらの研究では、強度低下に対するボイドの影響が V_v の増加に応じて大きくなることも示されている。しかし、これらの研究の多くは巨視的な強度についての統計学的考察に限られているため、例えば CFRP 積層板の初期破壊としてのトランスバースクラック発生といった微視的な観点からの破壊に対するボイドの影響は、まだ、十分には検討されていない。さらに、CFRP 積層板の損傷発生に影響を及ぼす微視的ひずみ場の計算[1.51]や、ひずみ場の実験的計測[1.60]が行われているものの、それらに基づいた CFRP 積層板の破壊に関する検討はなされていない。

破壊力学的な考察では、破壊じん性に及ぼすボイドの影響として、たとえば、き裂前方にボイドがある Double cantilever beam (DCB)試験片の、き裂先端のモード I のエネルギー解放率が解析的に調べられている[1.61]。結果として、ボイド体積含有率 V_v だけではなく、ボイドの寸法、ボイドの断面が楕円形状の場合のアスペクト比、ボイドとき裂先

端との距離などが、破壊じん性に大きく影響することが示されている。一方、き裂の進行方向に多数のボイドがある場合でも、エネルギー解放率 G_I には、き裂先端に近い最初の 2 つのボイドが支配的であるとしており、上述のような強度低下に対するボイドの影響が V_v の増加に応じて大きくなることとの関連はまだ検討の段階にある。

微視的な観点からの先行研究では、近年複合材料分野でも利用が拡大している X 線マイクロ CT (X 線 CT の中でも、特に μm オーダの高い解像度のものをマイクロ CT という) により直接的に観察した CFRP 積層板内のボイドの三次元的な形状、寸法、分布状態などの特徴を踏まえて、次に挙げるようなボイドと巨視的な観点での樹脂支配型の強度特性との関係が調べられている。硬化時の温度サイクル (キュアサイクル中の樹脂が低粘度になって余剰樹脂やボイドが押し出される温度での保持時間) の違いにより生成されるボイドについては、ボイドの体積含有率、形状や分布を踏まえて、ボイドと層間せん断強度との関係が評価されている[1.59]。一方向材 L 字型曲がり梁試験片を用いた 4 点曲げ試験と一方向材平板試験片を用いたショートビーム試験からは、ボイドが層間引張強度や層間せん断強度に及ぼす影響が示されている[1.62]。これらの成果から、X 線 CT による観察が、CFRP 積層板内のボイドの微視的特徴を捉えるのに有用であることが理解される。一方で、前者の研究では、層間せん断以外の負荷方向での強度特性との関連、後者の研究では前述のようなボイドによる強度の低下が V_v の増加に伴って大きくなる傾向との関連などについて、なお解明の余地がある。したがって、CFRP 積層板内におけるボイドの微視的な特徴を捉えた上で、ボイドの影響が現れやすい樹脂支配型の強度に関して、 V_v や負荷方向の違いに伴う強度特性の差異を評価することができれば、ボイドが CFRP 積層板強度に及ぼす影響についての力学的理解に貢献できるものと考えられる。

1.4 本研究の目的と本論文の内容

以上に述べたような状況を踏まえ、本研究においては、CFRP 積層板の代表的な製造時欠陥であるボイドが、樹脂支配型強度に対して影響を及ぼす力学的機構の一端を明らかにすることを目的とした。ここで樹脂支配型強度に着目する理由の一つは、前項に述べたようにボイドの影響が表れやすいことである。さらに言えば、1.2.3 項に示したように、構造設計においては製造時に生じる欠陥などの影響を考慮する必要があるが、実際の設計の状況では、こうした影響を考慮した樹脂支配型強度が標定となる場合が多く、重要度が高いと考えられることも挙げられる。具体的な研究としては、ボイドの有無や多寡による樹脂支配型強度の違いについて、微視的な観察により得られたボイドの形状や空間的な分布などの特徴を踏まえて検討を行った。本論文では、以下のような章構成により、本研究で得られた知見をまとめる。

第 2 章では、後に続く第 3 章において、走査型電子顕微鏡 (scanning electron microscope; SEM) 内 3 点曲げその場観察試験により得られる SEM 画像を用いたひずみ分布の計測を行うため、画像解析を適用したひずみ分布計測手法を開発した。直径数十 μm 程度のボイドのまわりでのひずみ分布を捉えるために、それよりひとまわり小さい炭素繊維の断面の円形 (直径約 $7\mu\text{m}$) を検出し、繊維の中心点の荷重下における変位に基づいて、ひずみを計測する方法として、局所濃淡差法 (Local Area Gray level Thresholding Method: LAGT 法) と、これに画像を二値化する前処理を追加した修正 LAGT 法を提案した。荷重有無に対応する 2 画像から同一の点を検出する手法の精度がひずみ計測の精度を左右することから、これらの提案手法に加えて、いくつかの一般的に使われている画像解析方法を候補として、実際の SEM 画像に含まれるノイズ等の影響を評価し、修正 LAGT 法が本研究での計測に合致した方法であるとの結論を得た。

第 3 章では、SEM 内での 3 点曲げその場観察試験を行い、CFRP 積層板中のボイドが、

マトリックスの初期破壊であるトランスバースクラック発生に及ぼす影響について検討した。まず、ボイド体積含有率 V_v の異なる試験片を用いて SEM 内 3 点曲げその場観察試験を行い、 V_v とトランスバースクラック発生時のひずみとの関係を調べた。この結果、 V_v が大きくなるにしたがって、トランスバースクラック発生ひずみの低下が大きくなる傾向が見られた。次に、この要因として、ボイド周囲でのひずみ集中が想定されたことから、第 2 章で開発した修正 LAGT 法を活用して、3 点曲げ荷重負荷下でのひずみ分布が、ボイド有無によりどのように影響されるかを観察した。また、CFRP 積層板中のボイドの分布状況とトランスバースクラック発生位置の関係を把握するため、3 点曲げその場観察試験を実施した後のトランスバースクラックを含む試験片を X 線 CT により観察した。これらの観察結果を踏まえて、ボイドがトランスバースクラック発生に及ぼす影響について考察した。

第 4 章では、通常の航空機の設計データを得る際に実施されるクーポン（試験片）レベルでの樹脂支配型強度に対するボイドによる影響を検討した。ここでは、典型的な樹脂支配型強度として、繊維直交方向引張強度、層間せん断強度、層間引張強度を対象とし、ボイド量（体積含有率）と強度低下量との関係を試験により評価した。各試験用に製作した CFRP 積層板から別途試験片を切り出し、X 線 CT を用いて、積層板内でのボイドの形状や分布状況を観察した。これらの結果から、ボイドが樹脂支配型強度に及ぼす影響、特に負荷方向による強度低下量の違いに関して、その要因と強度低下の基本的な傾向について考察を行った。

第 5 章では、第 4 章の試験で見られた、ボイド量と強度低下量を関係づける一つの仮説として、ボイドによる応力集中効果の総和に応じて、強度が低下する可能性を検討した。応力集中効果は、ボイドの形状あるいは寸法的な特徴に依存することから、高解像度 X 線 CT により、実際のボイドの寸法を計測し、統計的な分析を行った。また、樹脂

支配型強度が脆性的な破壊様相を示すことから、最弱リンク仮説に基づくワイブルモデルによるモデル化を試みた。ここでは、樹脂支配型強度の一つとして繊維直交方向引張強度を対象として、ボイドにより生じる応力集中効果の及ぶ領域の体積が、ボイド体積含有率に応じて変化し、強度低下に寄与するとの考えに基づいてモデル化を行った。

第 6 章では、本研究の総括的な結論として、第 2 章から第 5 章までの成果をまとめた。また、今後の展望などについても考察を行った。

なお、本研究については、2011 年頃から着手しており、特に第 2 章や第 3 章は初期の頃に得られた成果である。これらの章の主題でもある、画像解析によるひずみ分布計測手法としては、その後もさまざまな研究がなされており、微視的なひずみ分布をより精度良く計測する手法[1.63]なども提案されている。しかしながら、本研究で対象とするボイド周りのスケールでのひずみ分布計測に適する手法はほとんど見られず、本研究における成果の価値が損なわれるものではないと考える。

また、前節までに述べたように、例えば航空機の型式証明においては、材料の強度について十分な試験による統計値に基づくことと定められている。このため、本研究において、ボイドの有無や多寡に伴う強度低下の力学的機構の理解が進んだとしても、強度保証の要件を変えることにはならず、本研究としてもそれを意図しない。本研究により明らかにする力学的機構を踏まえれば、CFRP 積層板の強度に関して、安全性として問題の無い範囲の中でも、設計上、不利な条件の理解に繋がることが考えられる。この点に関しては、例えば、部材の設計において、ボイドが CFRP 積層板の力学的特性に及ぼす不利な影響を避けたり、低減したり、あるいは、ボイドがない場合でも CFRP 積層板にとって不利な影響を避けるといった配慮を行うことによって、より安全性を高められるような寄与を期待するものである。

参考文献

- [1.1] グラント, R. G.. 世界航空機文化図鑑. 東洋書林, 2003. 天野完一監訳, 乾正文翻訳. (原著: Grant, R.G. FLIGHT – 100 years of aviation. Dorling Kindersley Limited, London, U.K., 2002.)
- [1.2] National Air and Space Museum, Smithsonian Institution. “1903 Wright Flyer First Flight, Kitty Hawk, N.C.”. <https://airandspace.si.edu/multimedia-gallery/si2003-3463640jpg>, (accessed 30-JUL-2017).
- [1.3] ニッコリ, リッカルド. ヴィジュアル歴史図鑑世界の飛行機. 河出書房新社, 2004. 中川泉, 石井克弥, 梅原宏司訳. (原著: Niccoli, Riccardo. HISTORY OF FLIGHT: From Leonardo’s Flying Machine to the Conquest of Space. De Agostini Libri S.p.A., Novara, Italy. 2003.)
- [1.4] American Institute of Aeronautics and Astronautics. “Pioneer Profile – Leonardo Da Vinci (1452-1519)”. <http://www.aiaa.org/secondarytwocolumn.aspx?id=15129>, (accessed 29-JUL-2017).
- [1.5] 鈴木真二. 飛行機物語. 中央公論新社, 2003 年. (中公新書 1694).
- [1.6] クック, ウィリアム. H. ライト兄弟から 707 への道. 個人書店銀座店, 東京, 2003. 宇佐見久雄訳.
- [1.7] アンドリッチ, ドラゴスラフ. 自転車の歴史-200 年の歩み・・・誕生から未来車へ. ベースボール・マガジン社, 1992. 古市昭代訳.
- [1.8] Bradt, Steven A.; Stiles, Randall J.; Bertin, John J.; Whitford, Ray. Introduction to Aeronautics: A Design Perspective. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, Virginia, U.S.A., 1997. AIAA education series.
- [1.9] National Park Service. “The Wright Flyer – Dayton Aviation Heritage National Historical Park, Wright Brothers National Memorial”. <https://www.nps.gov/articles/>

- wrightflyer.htm, (accessed 29-JUL-2017).
- [1.10] National Air and Space Museum, Smithsonian Institution. “Wright 1902 Glider In Flight”. <https://airandspace.si.edu/multimedia-gallery/si10461hjpg?id=54>, (accessed 30-JUL- 2017).
- [1.11] 日本航空宇宙学会編. 航空宇宙工学便覧. 第 2 版, 丸善, 1992.
- [1.12] 牧野光雄. 航空力学の基礎. 第 2 版, 産業図書, 1989.
- [1.13] 滝敏美. 航空機構造解析の基礎と実際. 第 1 版, プレアデス出版, 2012.
- [1.14] 落合庄治郎, 北條正樹, 藤田静雄, 伊藤靖彦. 材料特性と材料選択. 岩波書店, 2000. 岩波講座現代工学の基礎材料系 III.
- [1.15] 廣瀬康夫. 航空機構造用発泡コアサンドイッチパネルのき裂進展抑制法に関する破壊力学的研究. 京都大学, 2006. 博士論文.
- [1.16] The Boeing Company. “C-47 SKYTRAIN MILITARY TRANSPORT – Historical Snapshot”. <http://www.boeing.com/history/products/c-47-skytrain.page>, (accessed 30-JUL- 2017).
- [1.17] The Boeing Company. “777 COMMERCIAL TRANSPORT – Historical Snapshot”. <http://www.boeing.com/history/products/777.page>, (accessed 30-JUL- 2017).
- [1.18] 川崎重工業株式会社. Kawasaki News. vol.139, summer 2005.
- [1.19] 鳥養鶴雄, 久世紳二. 飛行機の構造設計–その理論とメカニズム. 第 1 版, 日本航空技術協会, 1992.
- [1.20] 川崎重工業株式会社. Kawasaki News. vol.157, winter 2010.
- [1.21] Hull, D.; Clyne, T. W. An Introduction to composite materials. 2nd edition, Cambridge University Press, Cambridge, U.K., 1996. (Cambridge solid state science series).
- [1.22] 末益 博志. 入門複合材料の力学. 培風館, 2009. 日本複合材料学会監修.
- [1.23] 三木光範, 福田武人, 元木信弥, 北條正樹. 複合材料. 初版, 共立出版, 1997.

機械システム入門シリーズ⑧.

- [1.24] 常深信彦. 複合材料が一番わかる. 技術評論社, 2013. しゅくみ図解シリーズ.
- [1.25] 本間紀男. 天平彫刻の技法-古典塑像と乾漆像について. 再版, 雄山閣出版, 1998.
- [1.26] 東レ株式会社. 製品カタログ 高性能炭素繊維トレカ®「トレカ®糸」. <http://www.torayca.com/download/pdf/torayca.pdf>, (accessed 29-OCT-2017).
- [1.27] Hosoi, Atsushi; Sakuma, Shigeyoshi; Fujita, Yuzo; Kawada, Hiroyuki. “Prediction of initiation of transverse cracks in cross-ply CFRP laminates under fatigue loading by fatigue properties of unidirectional CFRP in 90° direction”. *Composites: Part A: Applied Science and Manufacturing*. 2015, vol. 68. p. 398-405.
- [1.28] The British Broadcasting Corporation. “Future - The crashes that changed plane designs forever”. <http://www.bbc.com/future/story/20140414-crashes-that-changed-plane-design>, (accessed 1-AUG-2017).
- [1.29] U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration (FAA). “Lessons Learned from Civil Aviation Accidents – View All Accidents – de Havilland DH-106 Comet 1, Accident Overview”. http://lessonslearned.faa.gov/ll_main.cfm?TabID=1&LLID=28&LLTypeID=2, (accessed 1-AUG-2017).
- [1.30] WIKIPEDIA. “BOAC Flight 781”. https://en.wikipedia.org/wiki/BOAC_Flight_781, (accessed 1-AUG-2017).
- [1.31] 西日本新聞経済電子版. “【日航ジャンボ機墜落事故 30 年】(終)” <http://qbiz.jp/article/69053/1/>, (accessed 1-AUG-2017).
- [1.32] U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration (FAA). “Lessons Learned from Civil Aviation Accidents – View All Accidents – Aloha Airlines 737 at Maui, Accident Overview”. http://lessonslearned.faa.gov/ll_main.cfm?TabID=1&LLID=20&LLTypeID=2, (accessed 1-AUG-2017).
- [1.33] 国土交通省航空局. 耐空性審査要領.

- [1.34] U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration (FAA). Code of Federal Regulations (CFR), Title 14 Aeronautics and Space. (Federal Aviation Regulations (FAR)).
- [1.35] European Aviation Safety Agency (EASA). Certification Specifications (CS).
- [1.36] 北條正樹. 複合材料の現状と動向. 素形材. 一般社団法人素形材センター. 2014, vol. 55, no. 9, p. 2-8.
- [1.37] FAA Advisory Circular. AC10-107B. “COMPOSITE AIRCRAFT STRUCTURE”
- [1.38] Bruhn, E. F. Analysis and design of flight vehicles structures. Jacobs publishing, inc., 1973.
- [1.39] Peery, David J. Aircraft structures. MacGraw-Hill book company, Inc., 1950.
- [1.40] ピアリー, デイビッド J. 航空機構造-軽量構造の基礎理論-. 第 1 版, プレアデス出版, 2017. 滝敏美訳.
- [1.41] 浅見海一, 新玉重貴, 真鍋健三, 山内恵介, 天見晴雄, 松本博之, 二井真治. 最新鋭中型旅客機「ボーイング 7 8 7」. 川崎重工技報. 2011, vol. 171. p. 8-11.
- [1.42] 新玉重貴. ボーイング 7 8 7 型旅客機の開発試験. 検査技術. 2013, vol.18, no.2. p. 43-47.
- [1.43] Niu, Michael C. Y. Composite Airframe Structure – Practical design information and data. Hongkong conmilit press, ltd., 1992.
- [1.44] 小山徹, 石井陽介, 琵琶志朗, 倉石晃. “超音波を用いた CFRP 積層板のポロシティ率とその偏在分布の評価”. 日本材料学会第 66 期学術講演会講演論文集. 名城大学天白キャンパス, 名古屋, 2017 年 5 月 27 日. p. 63-64.
- [1.45] Oster, Reinhold. “Non-destructive testing methodologies on helicopter fiber composite components challenges today and in the future”. 18th World Conference on Nondestructive Testing. Durban, South Africa, 16-20 April 2012. International Committee for Non-Destructive Testing.

- [1.46] Grunenfelder, L.K.; Nutt, S.R. Void formation in composite prepregs - effect of dissolved moisture. *Composites Science and Technology*. 2010, vol. 70, p. 2304-2309.
- [1.47] Tavares, S. Sequeira; Michaud V.; Månson, J.-A.E. Through thickness air permeability of prepregs during cure. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. 2009, vol. 40, p. 1587-1596.
- [1.48] Tang, Jian-mao; Lee, Woo I.; Springer, George S. Effects of cure pressure on resin flow, voids, and mechanical properties. *Journal of Composite Materials*. 1987, vol. 21, issue 5, p. 421-440.
- [1.49] Talreja, Ramesh; Månson, Jan-Anders E. (Volume Editors). *Comprehensive Composite Materials. Volume 2: Polymer Matrix Composites*. Pergamon, 2000. Kelly, Anthony; Zweben, Carl (Editors-in-Chief).
- [1.50] Hojo, Masaki; Mizuno, Masaaki; Hobbiebrunken, Thomas; Adachi, Taiji; Tanaka, Mototsugu; Ha, Sung Kyu. Effect of fiber array irregularities on microscopic interfacial normal stress states of transversely loaded UD-CFRP from viewpoint of failure initiation. *Composites Science and Technology*. 2009, vol. 69, issue 11-12, p. 1726-1734.
- [1.51] Okabe T.; Nishikawa M.; Toyoshima H. A periodic unit-cell simulation of fiber arrangement dependence on the transverse tensile failure in unidirectional carbon fiber reinforced composites. *International Journal of Solids and Structures*. 2011, vol. 48, issue 20, p. 2948-2959.
- [1.52] Kok, de, J. M. M.; Meijer, H. E. H.; & Peijs, A. A. J. M. The influence of matrix plasticity on the failure strain of transversely loaded composite materials. *Proceedings of the Ninth international conference on composite materials (ICCM-9): vol. 5, composites behaviour*. Miravete, A. (Ed.). Madrid, Spain, 12-16 July 1993. Woodhead Publishing Limited, Cambridge, U.K., 1993, p. 242-249.
- [1.53] Hancox, N.L. The compression strength of unidirectional carbon fibre reinforced plastic.

- Journal of Materials Science. 1975, vol. 10, p. 234-242.
- [1.54] Harper, B.D.; Staab, G.H.; Chen, R.S.. A note on the effects of voids upon the hygral and mechanical properties of AS4/3502 graphite/epoxy. Journal of Composite Materials. 1987, vol. 21, p. 280-289.
- [1.55] Olivier, P.; Cottu, J.P.; Ferret, B. Effects of cure cycle pressure and voids on some mechanical properties of carbon/epoxy laminates. Composites. 1995, vol. 26, no. 7, p. 509-515.
- [1.56] Talreja, Ramesh; Singh, Chandra Veer. Damage and failure of composite materials. Cambridge University Press, 2012, p. 291-298.
- [1.57] Ye, Lin; Friedrich, Klaus; Kästel, Joachim; Mai, Yiu-Wing. Consolidation of unidirectional CF/PEEK composites from commingled yarn prepreg. Composites Science and Technology. 1995, vol. 54, p. 349-358.
- [1.58] Hancox, N.L. The effects of flaws and voids on the shear properties of CFRP. Journal of Materials Science. 1977, vol. 12, p. 884-892.
- [1.59] Hernández, S.; Sket, F.; Molina-Aldareguía, J.M.; González, C.; LLorca, J. Effect of curing cycle on void distribution and interlaminar shear strength in polymer-matrix composites. Composites Science and Technology. 2011, vol. 71, p. 1331-1341.
- [1.60] 畝田道雄, 奥畑峻, 石川憲一. デジタル画像相関法を用いた全視野変形・ひずみ測定 of 精度評価研究. 日本機械学会論文集 C編. 2010, 76 巻, 763 号, p. 587-594.
- [1.61] Ricotta, Mauro; Quaresimin, Marino; Talreja, Ramesh. Mode I strain energy release rate in composite laminates in the presence of voids. Composites Science and Technology. 2008, vol. 68, issue 13, p. 2616-2623.
- [1.62] Nikishkov, Yuri; Seon, Guillaume; Makeev, Andrew. Structural analysis of composites with porosity defects based on X-ray computed tomography. Journal of Composite Materials. 2014, vol. 48, issue 17, p. 2131-2144.
- [1.63] Mehdi khani, Mahoor; Aravand, Mohammadali; Sabuncuoglu, Baris; Callens, Michaël

G.; Lomov, Stepan V.; Gorbatiikh, Larissa. Full-field strain measurements at the micro-scale in fiber-reinforced composites using digital image correlation. *Composite Structures*. 2016, vol. 140, p. 192-201.

第 2 章 画像解析による繊維位置探索に基づく ひずみ分布計測手法の開発

2.1 緒言

第 1 章でも述べたように、近年、軽量化が特に要求される航空宇宙分野を始めとしたさまざまな分野において適用が拡大している炭素繊維強化プラスチック（Carbon fiber reinforced plastics, CFRP）は、比強度・比弾性率に優れるという特長を持つ。その一方で、CFRP の力学的特性や破壊機構には、繊維配置やボイドといった材料の微視的不均質性や内在する欠陥が不利な影響を及ぼすことが知られている。このうち、ボイドは製造時欠陥としてマトリックスの樹脂中に発生することから、特に樹脂の力学的特性に対して直接的に影響し、CFRP 積層板の力学的特性を低下させる。

CFRP 積層板においては、繊維直交方向の引張負荷により、マトリックスの樹脂にトランスバースクラックと呼ばれる初期破壊を生じる[2.1]。トランスバースクラックは、層間剥離や他層の繊維破断等を誘発し、製品の破壊や製品寿命の低下に繋がる恐れがある。このトランスバースクラックは繊維と繊維の間のマトリックスに生じ、主にボイドのない積層板について、繊維配置の観点から不均質性の影響が検討されてきた[2.2, 2.3]。一方、トランスバースクラックが樹脂中に発生するにもかかわらず、ボイドによる樹脂そのものの特性への影響については詳しくは分かっていない。このため、本研究では、次の第 3 章において、CFRP 積層板中のボイドがトランスバースクラック発生に及ぼす影響を走査型電子顕微鏡（Scanning electron microscope; 以下、「SEM」と記す。）内で実施する 3 点曲げその場観察試験により検討することとした。同試験の評価にあたっては、試験で得られる SEM 画像を利用して、ボイドと同程度の寸法、すなわち、層間や層内

部の 10 μ m オーダー領域のひずみ分布を実際に計測することが有効であると考えられる。したがって、本章では、そのようなひずみ分布計測に適した計測手法を開発することとした。

微視的領域のひずみ分布の計測には、光ファイバーセンサによる方法や画像解析による表面計測法等が用いられてきたが、特に後者の方法に走査型電子顕微鏡 (SEM) 画像を利用すれば、微視的不均質性とひずみ分布の関係を直接観察できるため有利であると考えられる。画像解析によるひずみ分布計測では、同じ領域についての異なる負荷状態に対応した 2 つの画像間のマッチングが必要となる。その方法については、相違度や類似度を用いて画像中の微小領域のマッチングを行う領域ベースマッチングと、対象画像から検出した特徴点に基づいてマッチングを行う特徴ベースマッチングに大別される [2.4]。これらのうち、領域ベースマッチングは画像全体にわたって密な対応をとることが可能なため、傾斜機能材料の破壊じん性試験におけるき裂開口変位の計測 [2.5] や、微粒子複合材料のき裂発生・進展中のひずみ計測 [2.6] 等に応用されてきた。しかし、領域ベースマッチングは、画像に含まれるパターンのランダム性が低い場合や、ノイズを含む場合に計測精度が低下することが知られている [2.7, 2.8]。ここで、画像解析によるひずみ計測で一般的に行われている塗料を噴射する方法では CFRP 積層板の 90°層に SEM 観察レベルの微小パターンを形成することは困難である。また、SEM 画像で観察できる円形状の繊維断面をパターンとして直接利用する場合は、パターンのランダム性が乏しい。さらに、SEM 画像は多量のノイズを含むため、領域ベース法を適用した場合に計測精度が低下することが予想される。Canal ら [2.9] は、SEM で観察する GFRP 積層板表面に微小なアルミナ粉を懸濁液から堆積させる方法で微小パターンを形成し、汎用の画像解析法により 2,000 倍や 6,000 倍の SEM 画像を用いて微小なひずみ分布を計測可能とした。また、同研究において、250 倍（本研究のボイド周囲の観察で想定する倍率と

同程度)のSEM画像を用いた場合はアルミナ粉のパターンが微小すぎて検出できなかったため、複数の繊維の輪郭を微小パターン代わりに利用することで結果的にパターンのランダム性が考慮された計測を行っているが、いずれの場合も画像に含まれるノイズの影響については考慮されていない。

一方、特徴ベースマッチングは、画像から特定の特徴点を検出して、その特徴点の幾何学的配置に基づいて2つのマッチングをとるため、対応の取り方は疎になるものの、ノイズなどに対してロバスト性がある。また、SEM画像で観察できる円形状の繊維断面の特徴を抽出することで、目的とするひずみ分布計測に利用可能な繊維位置の変化が観察可能と考えられる。

そこで本章では、CFRPの90°層においてボイド周囲のひずみ分布を観察するのに適した10 μ mオーダーのひずみ分布を計測するための画像解析手法として、個々の繊維の位置を検出して、その変位に基づいてマイクロメカニクスのひずみ分布を計測する方法を開発し、有効性の検討を行った。具体的には、2.2節では、繊維と樹脂のSEM画像における濃淡(濃淡レベル)差を利用した特徴ベースマッチングによる画像解析手法を提案した。次いで2.3節以降では、提案手法とこれまでに提案されている画像解析手法について、ノイズへの耐性やひずみ計測値の精度の観点も含めて比較検討を行い、微視的ひずみ分布の計測に応用した。

2.2 画像解析による繊維位置探索を用いたひずみ分布の計測

CFRPの90°層内では、繊維(直径約7 μ m)が層全体にわたって10 μ m前後の中心間隔で分布しているため、これらの位置情報を利用すれば目的のスケールのひずみ分布を得ることができる。そこで本研究では、SEM画像中の繊維を抽出し、負荷有無に対応

した繊維位置を追跡して変位を求めることでひずみを計測することとした。具体的には、(1)繊維位置の探索、(2)負荷有無に対応した SEM 画像間での検出繊維の対応付け、(3)繊維位置の補正、(4)要素作成・ひずみ算出及び撮影時に生じた拡大縮小ひずみの除去という4つの過程からなる手法を用いた。

2.2.1 特徴点抽出法による繊維位置探索手法の提案

CFRP の 90°層の SEM 画像の例を Fig. 2-1 に示す。撮影された SEM 画像は 8 bit の分解能を持つ白黒の濃淡 (gray scale) 画像である。ここでは撮影倍率を 300 倍に、画像サイズは 5120 pixel×3840 pixel に設定した。このとき、1 μ m が 12pixel に相当し、7 μ m の繊維直径は 84pixel となる。Fig.2-1 の拡大画像から、繊維の濃淡レベル (gray level) の方が周囲の樹脂の濃淡レベルよりも高いことがわかる。

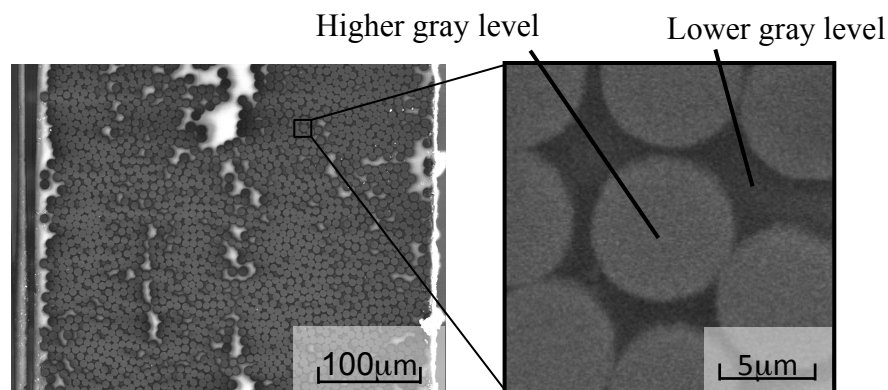


Fig. 2-1 Typical SEM image of 90° layer of a CFRP laminate.

本研究で提案する局所濃淡差法 (Local Area Gray level Thresholding Method: LAGT 法) は、このような画像中の濃淡差を利用して繊維位置を推定する手法である。繊維位置の探索の流れを Fig. 2-2 に示す。まず初めに、画像を二値化する (Fig. 2-2 (a))。このとき、

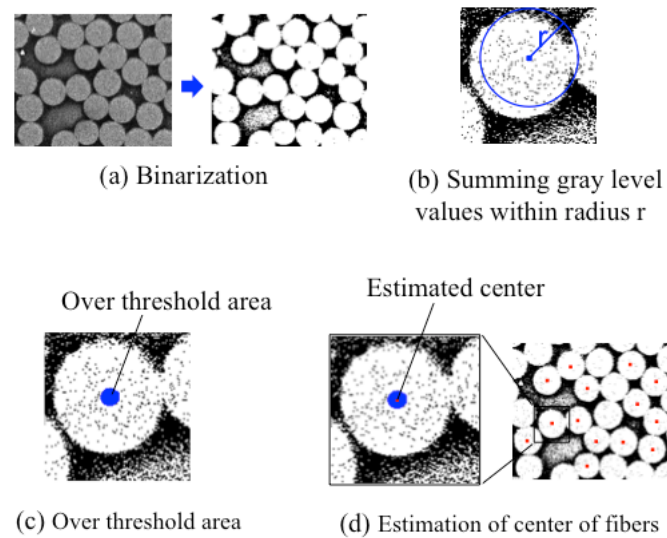


Fig. 2-2 Flow of fiber location search.

繊維と樹脂の境界が黒く残るように閾値を設定する。二値化後の画像では、繊維の大部分と樹脂リッチ領域は白く、繊維周囲の樹脂は黒く表示される。なお、画像全体の濃淡レベルや繊維の濃淡レベルには分布が生じており、閾値によって白く表示される領域は変化する。その領域が繊維として不適当と見做された場合は、後述の操作により繊維として検出されないため、検出された繊維の位置や数が望ましくない場合は閾値を変更する必要がある。続いて、画像中の各画素を中心とする探索円内に存在する全画素の濃淡値を合計する (Fig. 2-2 (b))。合計値が閾値を超える画素を抽出すると、そのような画素は繊維の中央付近に複数個集合した状態で存在する (Fig. 2-2 (c))。この操作を画像全体に渡って行くと、閾値を超えた画素の集合が離散的に分布していることが確認できる。そこで、各画素集合について、含まれる画素の座標の平均値をその集合に対応する繊維の中心座標とした (Fig. 2-2 (d))。なお、今回の解析対象とした SEM 画像では樹脂リッチ領域の濃淡レベルが繊維と同等もしくは繊維よりも高いために、樹脂リッチ領域でも合計値が閾値を超える画素の集合が現れる。これを除くために、閾値を超えた画素の集

合の最大許容直径と集合間の最短許容距離を設定した。集合の直径が最大許容直径を上回る場合、もしくは最短許容距離よりも近い範囲に複数の集合が存在する場合は、これらを繊維ではない集合として除去した。なお、本研究では、探索円の半径を繊維半径である 42 pixel に、合計値の閾値を探索円内の 8 割が白く表示された場合の合計値に設定した。また、集合の最大直径を繊維半径に、最短距離を繊維半径の 70 % に設定した。

2.2.2 検出した繊維の二つの画像間での対応付け

ここで、無負荷状態の変形前に撮影した画像を前画像、負荷による変形後に撮影した画像を後画像とする。前後画像で繊維位置を探索した場合、必ずしも両画像から同一繊維のみが検出されるわけではない。したがって、両画像から検出された繊維から同一の繊維を対応付けて抽出する必要がある。本研究で計測するひずみは高々 1 % であり、また、探索が終了した時点で繊維の座標は画像中に離散的に分布している。そのため、Fig. 2-3 に示す次の操作により、繊維の同定を行った。まず、前後画像で検出した繊維をそれぞれ 1 本ずつ選択し、その座標を各画像の原点とする。次いで、原点から離れた領域に存在する繊維をもう 1 本ずつ選択し、繊維と原点を結ぶ 2 つの直線が重なるように、

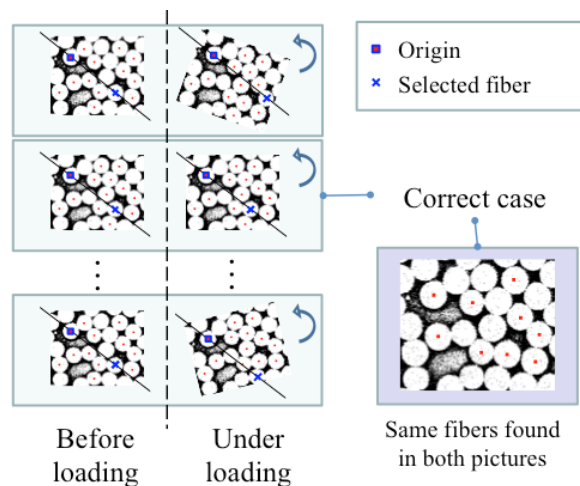


Fig. 2-3 Finding the same fibers in SEM pictures before and under loading.

原点を中心に画像を回転させる。回転後の両画像を重ね合わせ、前画像中の各繊維から探索半径内に後画像の繊維が含まれた場合にそれらの繊維を同一の繊維として対応付ける。この原点の設定から対応付けまでの操作を繰り返し、対応付けられた繊維数が最多の場合を正しく対応付けられた場合と判断した。

2.2.3 検出した繊維位置の補正

本手法は繊維位置の追跡によりひずみを算出するため、繊維位置探索の精度がひずみ計測の精度に直接影響する。したがって、繊維位置をより正確に推定することが求められる。本項では、この後の 2.3 節において比較検討する複数の繊維位置推定手法を説明する。ここで述べる 3 つの手法は、2.2.2 項で抽出した座標を中心に（繊維が完全に含まれる）一辺 $N = 128$ pixel の正方形サブセット $f(n_1, n_2)$, $g(n_1, n_2)$ を前後画像からそれぞれ作成し、その比較によりサブセット間の位置ずれを推定する手法である。各手法により求めた位置ずれを後画像の抽出後の繊維座標に足し合わせることで、より正確な位置となるように繊維位置の補正を行った。なお 2.3, 2.4 節では、ひずみの発生しない無負荷の状態と比較を行うため、サブセットの変形や回転は考慮していない。

2.2.3.1 修正局所濃淡差法（修正 LAGT 法）

変形前と変形後では、画像全体の濃淡レベルの高さや分布が異なる。このため、局所濃淡差法によって同一の繊維を検出した場合であっても、必ずしも同一位置を繊維中心として検出できるわけではない。このとき、変形後の画像全体の濃淡レベルを変形前の状態に近付けることで、繊維中心位置の検出精度が高まると考えられる。

修正局所濃淡差法（以下、修正 LAGT 法）は、サブセット内の全画素の濃淡レベルの合計値が前後画像のサブセットで等しくなるように濃淡レベルを補正した後、2.2.1

項と同様の操作で繊維中心の座標を推定する手法である。なお、ノイズの影響で濃淡レベル補正後に繊維を検出できないサブセットは無効とし、2.3, 2.4 節における修正 LAGT 法の評価には含めなかった。

2.2.3.2 位相限定相関法

位相限定相関法[2.10] (Phase-Only Correlation: POC) は、領域ベースマッチングに分類される手法である。画像を 2 次元離散フーリエ変換（以下、2 次元 DFT）して得られる位相情報を用いてサブピクセル精度のマッチングを行うため、画像の濃淡レベル変化の影響を受けにくい。

2 次元 DFT 後の前後画像のサブセットをそれぞれ $F(k_1, k_2)$, $G(k_1, k_2)$ とすると、これらの正規化相互パワースペクトルは式(2.1)で表される。

$$R(k_1, k_2) = \frac{F(k_1, k_2) \overline{G(k_1, k_2)}}{|F(k_1, k_2) \overline{G(k_1, k_2)}|} \quad (2.1)$$

これを逆フーリエ変換し、式(2.2)に示す位相限定相関関数（POC 関数）を得る。

$$r(n_1, n_2) \cong \frac{\alpha}{N^2} \frac{\sin\left\{\pi\left(n_1 + \delta_1\right)\right\} \sin\left\{\pi\left(n_2 + \delta_2\right)\right\}}{\sin\left\{\frac{\pi}{N}\left(n_1 + \delta_1\right)\right\} \sin\left\{\frac{\pi}{N}\left(n_2 + \delta_2\right)\right\}} \quad (2.2)$$

δ_1, δ_2 は画像の相対的な位置ずれに対応しており、上式は後画像のサブセットが (δ_1, δ_2) だけ平行移動した場合を表している。また、 α は相関ピークの高さを表現するために導入されたパラメータであり、類似度の尺度として用いられる。画像間の類似度が高いと α の値は 1 に近付き、外乱によって画像間の類似度が低下すると α の値は減少する。繊維位置の補正ではピーク位置、即ち δ_1, δ_2 の値のみが必要であり、 α の値はその推定に影響を及ぼさない。このため、 $\alpha=1$ とした関数フィッティングにより δ_1, δ_2 を推定し、サブセット間の変位を求めた。

2.2.3.3 正規化相互相関法

POC よりも直接的な領域ベースマッチングとして、サブセット間の類似度、あるいは相違度といった相関値を用いたマッチングが挙げられる。これはデジタル画像相関法において広く用いられている方法で、正規化相互相関（Zero-mean Normalized Cross-Correlation: ZNCC）や残差二乗和相関（RSCC）、増分符号和相関（ISC）など様々な相関値が存在するが、ZNCC は画像の濃淡レベルが変化した場合やひずみが発生した場合にも比較的精度の良いマッチングが可能であることが知られている[2.11]。

前画像のサブセットと後画像のサブセットの平均値をそれぞれ $\mu(f)$ 、 $\mu(g)$ とすると、ZNCC は次式で表される。

$$ZNCC = \frac{\sum_{n_1=1}^N \sum_{n_2=1}^N (f(n_1, n_2) - \mu(f))(g(n_1, n_2) - \mu(g))}{\sqrt{\sum_{n_1=1}^N \sum_{n_2=1}^N (f(n_1, n_2) - \mu(f))^2} \cdot \sqrt{\sum_{n_1=1}^N \sum_{n_2=1}^N (g(n_1, n_2) - \mu(g))^2}} \quad (2.3)$$

ZNCC が 1 に近いほど相関が強いことを表しており、相関値が最大の座標を探索することによってサブセット間の変位を求めた。なお、分解能は 0.01 pixel に設定した。

2.2.4 要素作成～ひずみ分布の算出

抽出した各繊維を頂点とする n 個の三角形要素を作成した。続いて、変位-ひずみ変換式を用いて要素 i のひずみ $\varepsilon_{11}^{(i)}$ 、 $\varepsilon_{22}^{(i)}$ を算出した。ここで、面積 $s^{(i)}$ は要素 i の面積を表す。以上の方法で算出したひずみには、フォーカスずれに伴う焦点距離の変化により発生した見かけ上の拡大縮小のひずみ ε_{mag} が含まれている。この見かけ上のひずみを除くため、90°層内のポアソン比 ν_{23} が一定であると仮定し、次式を用いて実際のひずみ $\varepsilon_{11}^{(i)}$ 、 $\varepsilon_{22}^{(i)}$ を推定した。なお、ポアソン比の代表的な値として文献[2.12]を参照し、 $\nu_{23}=0.49$ とした。また、負荷は 2 軸と平行に加わり、画像の拡大縮小は等方的に生じるとする。

$$\varepsilon_{11}^{(i)} = \varepsilon_{11}^{(i)} - \varepsilon_{mag}, \quad \varepsilon_{22}^{(i)} = \varepsilon_{22}^{(i)} - \varepsilon_{mag} \quad (2.4)$$

$$\varepsilon_{mag} = \frac{1}{1+\nu} \times \frac{\sum_{i=1}^n (\varepsilon_{11}^{(i)} \times s^{(i)})}{\sum_{i=1}^n s^{(i)}} + \frac{\nu}{1+\nu} \times \frac{\sum_{i=1}^n (\varepsilon_{22}^{(i)} \times s^{(i)})}{\sum_{i=1}^n s^{(i)}} \quad (2.5)$$

以上、2.2.1～2.2.4 項の過程による方法でひずみ分布の計測を行う場合、繊維位置探索の精度がひずみ計測の精度に直接影響する。次節以降では、2.2.1 項および 2.2.3 項で挙げた手法を比較し、位置合わせの精度について議論する。

2.3 仮想繊維モデルを用いた計測精度の比較

2.3.1 仮想繊維モデル

SEM 画像にはビーム電流と検出信号量に依存するノイズや非点収差によるぼけが含まれる。また、撮影状況により、画像に濃淡レベルの変化が生じる。これらの因子は、計測精度に影響を及ぼすことが予想される。本節では、繊維の SEM 画像を模したモデルを用いて繊維位置のマッチングを行い、前述の LAGT 法、修正 LAGT 法、POC、ZNCC の計測精度を比較した。

CFRP の 90°層の SEM 画像を模擬するため、480 pixel×360 pixel の画像中に繊維に対応する直径 84 pixel の円を 12 本配置し、オリジナルモデルを作成した (Fig. 2-4 (a))。画像の濃淡レベルは、実際の SEM 画像 (Fig. 2-1) を参考に、円の領域を 100、円以外の領域を 50 に設定した (8 bit であるため、濃淡レベルは 0~255 の値を取る)。次に、画像処理ソフトウェア Adobe® Photoshop® CS2 9.0 を用いて、1~2 pixel の Gaussian blur (非点収差を模擬 (Fig. 2-4 (b), (c))) や一様な濃淡レベル変化 (Fig. 2-4 (d), (e))、濃淡レベル勾配 (円の部分のみ、画像の右側に進むにつれて濃淡値が大きくなるよう処理 (Fig. 2-4 (f), (g))) をオリジナルモデルに付加し、実際の SEM 画像に加わる外乱を模擬した。

さらに，これらのモデルに 5~15 %の Gaussian ノイズを付加した (Fig. 2-4 (a)に 15 %のノイズを付加した場合の拡大図を Fig. 2-4 (a')に示す)。

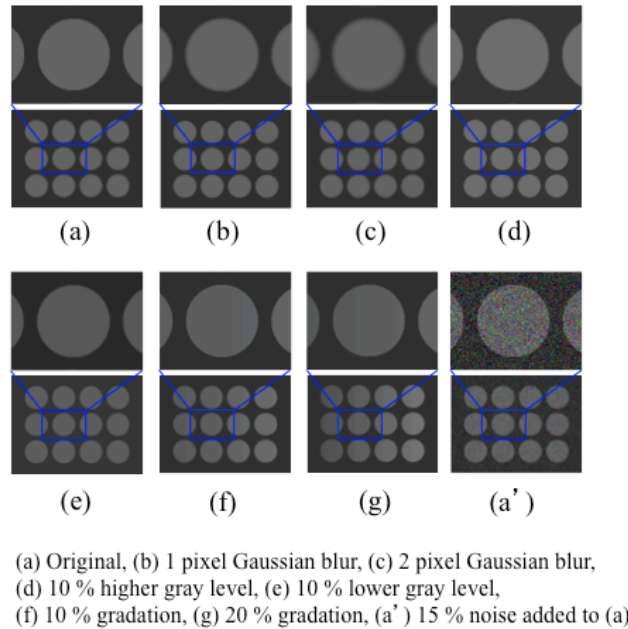


Fig. 2-4 Simulated image defects added to virtual SEM picture.

2.3.2 各補正手法の比較

オリジナルモデルである Fig. 2-4 (a)を前画像，Fig. 2-4 (b)-(g)とこれらにノイズを付加した画像を後画像とし，2枚の画像の計測のずれに対応する各円の変位を各手法により計測した．各円の計測変位の標準偏差を Fig. 2-5 に示す．ここでは，(検出ひずみが0に近く，) 計測変位の標準偏差が小さい手法ほど精度が良い手法であることを示す．なお，比較に用いた円は，LAGT 法で検出可能な円に限った．10 % gradation 付加 (Fig. 2-4 (f)) 下で 15 %のノイズを付加した場合は 9 カ所を，20 % gradation 付加 (Fig. 2-4 (g)) 下で 10 %，15 %のノイズを付加した場合はそれぞれ 9，6 カ所を，それ以外の場合は 12 カ所を比較に用いた．

まず，ノイズやぼけ，濃淡レベル変化が付加されない場合 (Fig. 2-5 (a)の Noise = 0 %)，

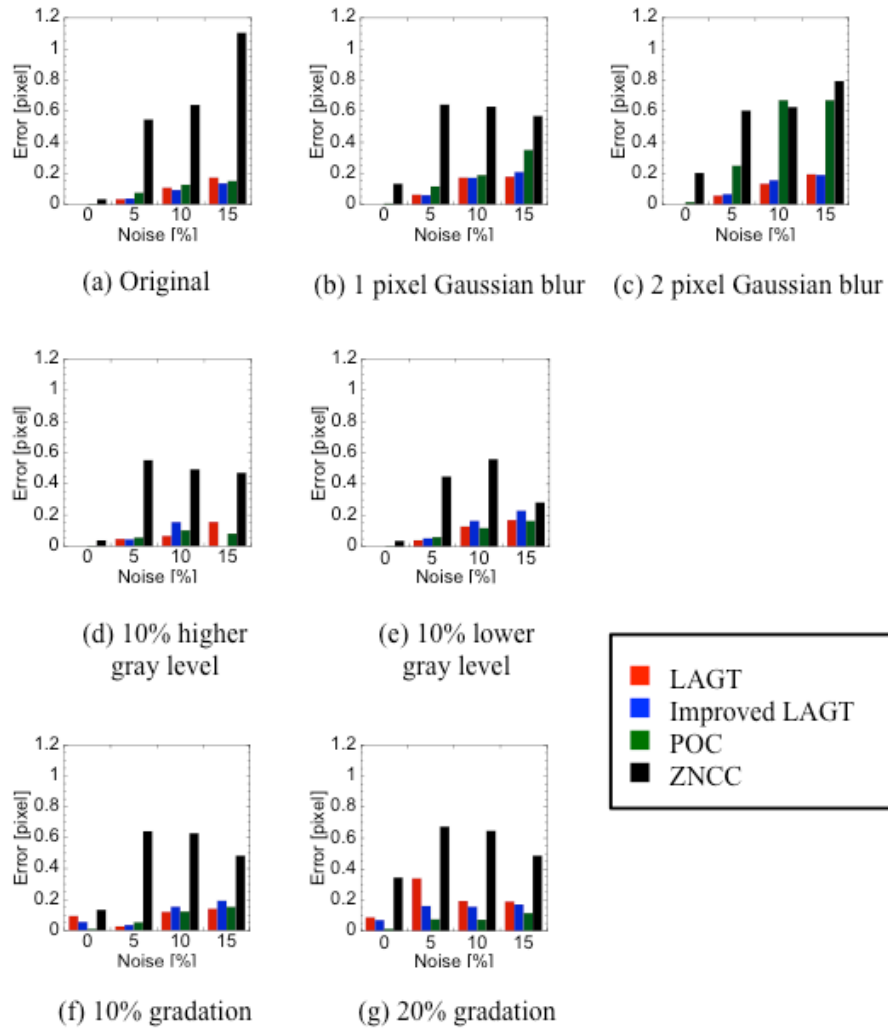


Fig. 2-5 Comparison of correction methods for fiber location search.

各手法の誤差は十分小さかった。しかし、ノイズの増加に伴い (Fig. 2-5 (a)にノイズを付加)、ZNCC の精度が著しく低下した。他の 3 手法の精度も低下したものの、全て 0.2 pixel 未満の誤差に収まった。ZNCC を用いた場合、式(3)から解るように、ある画素の濃淡値が平均値から離れた値であるほど、その画素の持つ情報量は大きくなる。今回の中央に円を配置しただけのサブセットは、パターンのランダム性が乏しく、また、円と周囲の領域とのコントラストが比較的小さいため、通常よく使われるような明確な濃淡

を持つ細かいパターンと比較して、ZNCC によるマッチングに用いるための情報量が少ないと言える。したがってこのようなサブセットはノイズの影響を受けやすい。さらに ZNCC では、差分の積の総和を指標に用いるため、サブセット内の画素ごとにノイズの影響が誤差として蓄積される。以上の理由により、ZNCC の精度が低下したと考えられる。一方で、LAGT 法と修正 LAGT 法は濃淡値の合計値を判定に用いたことで、ノイズの影響が緩和され、良好な精度を示したと考えられる。また、POC の精度が良好であったのは、今回のノイズは画像の位相情報に影響を及ぼす程度のもものではなかったためだと考えられる。

次に、ぼけを付加した場合 (Fig. 2-5 (b), (c))、ノイズが付加されない場合は POC の精度は良好であったものの、ノイズの増加に伴って精度が低下した。特に、ぼけの度合いが大きい場合、その傾向が顕著に表れた。対照的に、LAGT 法と修正 LAGT 法はぼけの度合いが変化しても精度に大きな影響は見られなかった。POC は画像の位相情報、即ち、像の輪郭の情報をもとにマッチングを行うため、輪郭がぼけることで位相情報にずれが生じ、精度が低下したと考えられる。一方、LAGT 法や修正 LAGT 法のマッチングは対象の形状に依存し、対象の回転や拡大縮小の影響を受けにくい。円に対してマッチングを行った場合、ぼけが加わっても形状に変化が生じず、精度に影響がなかったと考えられる。

さらに、一様な濃淡レベル変化を与えた場合について検討する。濃淡レベルを上昇させる補正を行った場合 (Fig. 2-5 (d))、分散が大きくなることで、Gaussian ノイズの影響が増す。また、濃淡レベルを低下させる補正を行った場合 (Fig. 2-5 (e))、ノイズの増加に伴って二値化で白く表示される画素が減少する。これにより濃淡レベルの合計値が低下し、円の中心を推定するための画素が減少する。なお修正 LAGT 法では、Fig. 2-5 (d) のノイズ量 15 % の場合、濃淡レベルの合計値が閾値を超える画素が存在しなかったため、

円の中心を検出できなかった。以上の理由により、画像全体に渡って一様に濃淡値を変化させた場合は、修正 LAGT 法よりも LAGT 法の精度の方が良い傾向にあったと考えられる。

最後に、円に濃淡レベル勾配を与えた場合について検討する。濃淡レベル勾配が小さい場合 (Fig. 2-5 (f)), LAGT 法の計測精度は良好であった。しかし、濃淡レベル勾配が大きくなると (Fig. 2-5 (g)), 計測精度は低下し、結果的に修正 LAGT 法の精度が LAGT 法の精度を上回った。濃淡レベル勾配を持つ画像を二値化した場合、濃淡レベルの高い側に存在する画素がより多く白く表示されるため、LAGT 法によって推定された円の中心は実際よりも濃淡レベルの高い側へずれる。この影響は特に閾値に近い低い濃淡値を持つ円で顕著（即ち濃淡レベル勾配が大きい(g)の濃淡値が低い側の円ほど顕著）である。修正 LAGT 法では、濃淡レベルを上昇させる補正によってこの影響が緩和され、濃淡レベル補正の効果が得られたと推定される。

以上の結果から、モデルを用いた比較では、修正 LAGT 法が最も良い精度を示した。

2.4 SEM 画像を用いた計測精度の比較

本章では、実際に CFRP の 90°層の SEM 画像を用いて繊維位置のマッチングを行い、LAGT 法、修正 LAGT 法、POC、ZNCC の計測精度を比較した。

2.4.1 試験片と SEM 画像の概要

試験片は第 3 章の試験用に製作したのと同じ CFRP 積層板、すなわち、成形圧力を変化させることで、ボイド体積含有率 (Void volume fraction: V_v) を 0 %, 2.0 %として製作した 2 枚の積層板から切り出した。材料には 180 °C硬化の炭素繊維/エポキシ材料

UTS50/#135 ((株)東邦テナックス) を使用し、積層構成を $[90_2/0_5]_s$ とした。各積層板から幅 3 mm, 長さ 30 mm の試験片を切り出し、それぞれ試験片 A ($V_v = 0\%$), 試験片 B ($V_v = 2.0\%$) とした。Fig. 2-6 に試験片と負荷治具の概要を示す。観察面は鏡面研磨の後、金 (Au) を蒸着させた。負荷治具に固定した試験片 A を無負荷のまま SEM 内で数十 μm 平行移動させ、Fig. 2-6 に示す観察領域内において平行移動前後の表面 2 層の 90° 層の画像を 300 倍で撮影した (Fig. 2-7)。なお、この条件ではひずみは発生しないが、画像にはノイズや非点収差によるぼけ、濃淡レベル変化は生じていると予想される。

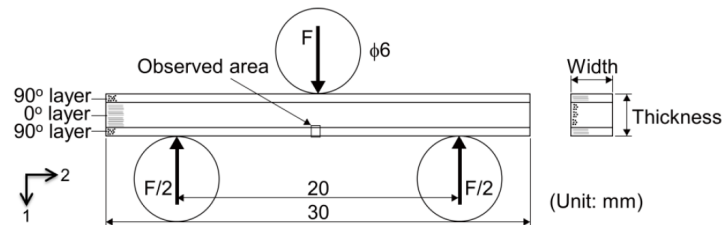
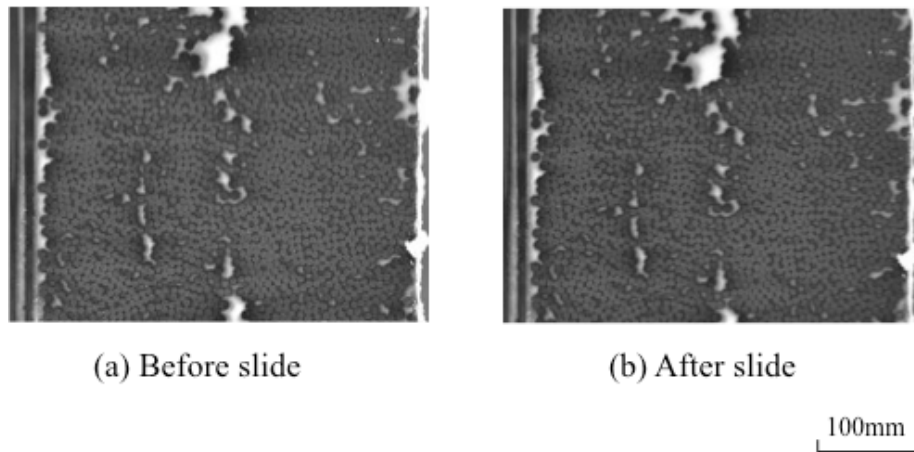


Fig. 2-6 Geometry of specimen and loading apparatus.



Note: CFRP specimen in (b) was slightly (by some tens of micrometers) slid from its original position in (a).

Fig. 2-7 Sample SEM pictures to check displacement measurement methods.

2.4.2 各補正手法の比較

Fig. 2-7 (a)を前画像, Fig. 2-7 (b)を後画像として, 各手法を用いて変位計測を行った. ここで, 比較には LAGT 法で検出した繊維位置を基準に用いた. なお, 試験片に負荷を加えていないため, 全ての繊維が同様に平行移動するはずであるが, 計測変位が平均変位から大きくずれる繊維が見られた. これは 2.3.2 項で述べた濃淡レベル勾配の変化による誤差の影響と考えられる. ずれの大きい繊維は外乱の影響が大きく, 信頼性が低いと判断し, 平均計測変位からの 1 軸, 2 軸方向のずれがそれぞれ 1.9 pixel 以下に収まる 246 本の繊維を抽出し, 各手法により比較を行った. (2.3.2 項において, 一様に濃淡レベルを変化させた場合に修正 LAGT 法で検出不可能な円も存在したが,) 今回用いた SEM 画像では, 246 本全ての繊維は修正 LAGT 法によって検出可能であった.

検出繊維の計測変位の標準偏差を Fig. 2-8 に示す. ここでは, 2.3.2 項と同様に, 標準偏差の小さい手法ほど精度が良い手法であることを示す. 結果に示す通り, 修正 LAGT 法の精度が最も良好であり, 次いで POCM, LAGT 法, ZNCC の順に精度が良かった. 2.3.2

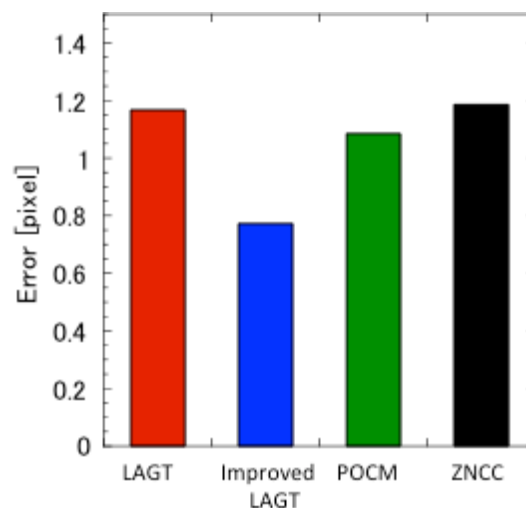


Fig. 2-8 Comparison of correction methods to detect fiber displacement.

項の結果と比較して POC の誤差が大きいため、非点収差の影響が画像に大きく表れたと推定される。また、LAGT 法の誤差が濃淡レベル補正により改善されていることから、画像の濃淡レベル勾配に分布が生じたことが窺える。

さらに、2.2 節の方法に従い、検出した繊維位置を追跡することで画像中のひずみを算出した。ここでは、検出ひずみが 0 に近く、ひずみのばらつきが小さい手法ほど精度が良い。なお、画像中で繊維が密に検出される領域と、疎に検出される領域が存在した。全ての繊維を節点として三角形要素を作成すると、要素が小さいほど計測誤差の影響が大きくなる。要素に対する計測誤差の影響を相対的に小さくするため、本手法では各節点間距離が 320 pixel 以上になるように 246 本の繊維を 69 本に間引いた後、三角形要素を作成し、ひずみを算出した。また、本手法では外部境界に接する要素のひずみは定義できないが、コンター表示の関係上、 ε_{22} は 0 として表示した。

検出した 2 軸方向のひずみ ε_{22} の分布を Fig. 2-9 に示す。ここでは、検出ひずみが 0 に近くばらつきが小さい手法ほど精度が良い。すなわち、全面にわたり、ひずみ 0 に対

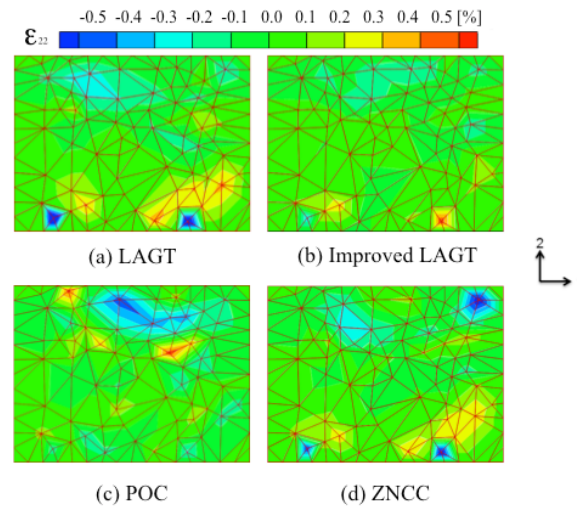


Fig. 2-9 Comparison of correction methods in strain distribution measurement.

応する緑色となるのが望ましい。結果を示す通り、修正 LAGT 法で検出した繊維の位置からひずみを算出した場合に、検出ひずみが最も小さくなった。また、各要素の面積で正規化して求めた（要素の面積にはばらつきがあるため、有効なひずみを持つ要素の面積の平均値を用いて換算）の標準偏差は、LAGT 法、修正 LAGT 法、POC、ZNCC でそれぞれ 2.4×10^{-4} 、 1.6×10^{-4} 、 3.1×10^{-4} 、 2.3×10^{-4} であり、修正 LAGT 法の結果が最も良好であった。

以上の結果から、CFRP の 90° 層の SEM 画像を用いた比較では、修正 LAGT 法が最も良い精度を示した。

2.3 節、2.4 節の結果から、修正 LAGT 法が今回の目的とする繊維位置探索に適すると言える。次節では、修正 LAGT 法による繊維位置探索を利用してひずみ計測を行い、理論値との比較によりその有効性を議論する。

2.5 ひずみ分布計測への適用

本節では、SEM 内 3 点曲げその場観察試験を実施し、負荷前後の撮影画像に修正 LAGT 法による繊維位置探索を適用してひずみ分布を計測した。試験片は、2.4.1 項で述べた試験片 A ($V_v = 0\%$)、B ($V_v = 2.0\%$) を使用した。Fig. 2-6 に示す負荷治具を用いて、マニュアルでステップ的に 3 点曲げの強制変位を与え、観察領域を SEM により 300 倍で撮影した。なお、ここで計測するひずみ分布は上述の要領で検出した繊維中心の変位に基づくため、計測したひずみ値は繊維とマトリックスの両方のひずみを含むものの、繊維の弾性率がマトリックスに比べて十分高いことから、基本的には検出した繊維間のマトリックスのひずみと見なすことができる。

2.5.1 計測値と理論値の比較

計測値と理論値を比較するため、試験片 A ($V_v = 0\%$) を用いて SEM 内 3 点曲げ試験を行った。5 カ所の観察領域において ε_{22} を計測し、各観察領域内全体で平均した値を計測値とした。なお、負荷前後で繊維の対応付けを正しく行えなかった場合のデータは除いた。また、観察領域の 2 軸方向の位置と負荷荷重から、梁理論と積層板理論を用いて引張負荷側の 2 層の 90° 層の層間における ε_{22} を推定し、これを理論値とした。

ε_{22} の計測値と理論値の比較を Fig. 2-10 に示す。計測値と理論値は概ね一致しており、妥当な計測結果だと言えるが、 ε_{22} に 0.05% 程度の差が生じた。この誤差はひずみの程度に依らないため、光学系の誤差、もしくは試験時の誤差である可能性が高い。しかし、一般的な CFRP のトランスバースクラック発生ひずみは、積層構成にも依存するが 1% 程度であるため、ひずみ分布の傾向を計測する上ではこの程度の誤差は許容できると考えられる。

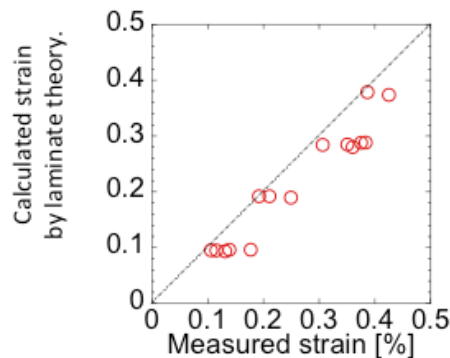


Fig. 2-10 Comparison of measured strain by image analysis with calculated strain by laminate theory.

2.5.2 ボイド周辺のひずみ分布計測

続いて、試験片 B ($V_v = 2.0\%$) を用いて SEM 内 3 点曲げ試験を行い、ボイドを含む

観察領域において ε_{22} の分布を計測した。

ε_{22} の分布計測に用いた SEM 画像を Fig. 2-11 に、計測結果を Fig. 2-12 に、それぞれ示す。負荷の上昇に伴って、観察領域内のひずみが増加したことがわかる。また、ボイド

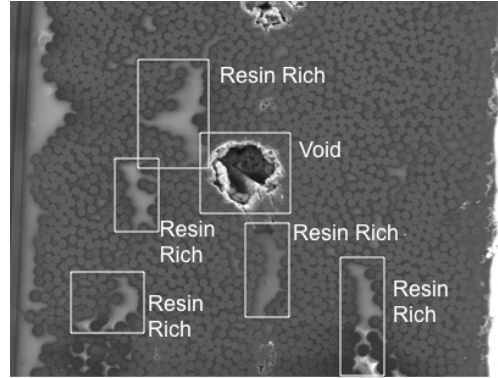


Fig. 2-11 SEM picture including voids and resin rich areas used for the measurement of ε_{22} by image analysis.

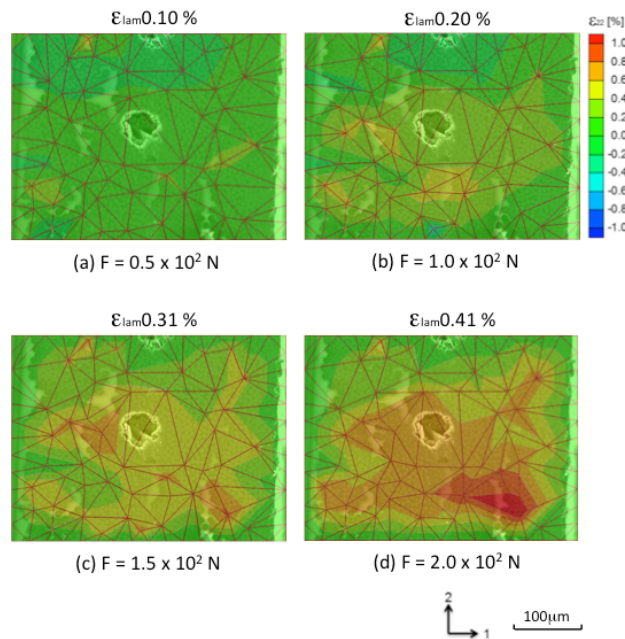


Fig. 2-12 Measurement of ε_{22} by image analysis using SEM pictures including voids and resin rich areas.

周囲と画像右下の樹脂リッチ領域近傍において、相対的に大きいひずみが計測されたことが確認できる。

以上のように、CFRP の 90°層に修正 LAGT 法による画像解析を適用することで、ポイドと同スケールの 10 μ m オーダーのひずみ分布を計測することが可能となった。

なお、2.4.2 節にて示したとおり、本手法では、ひずみ値の計測誤差を小さくするため、ひずみ計測に用いる繊維の中心間距離が 320pixel 以上となるように検出した繊維を間引いている。一方, Fig. 2-11 の SEM 画像からの繊維検出例を Fig. 2-13 に示すように、画像を二値化する際の閾値や間引きする繊維中心間距離の基準を見直すことで 2.4.2 節

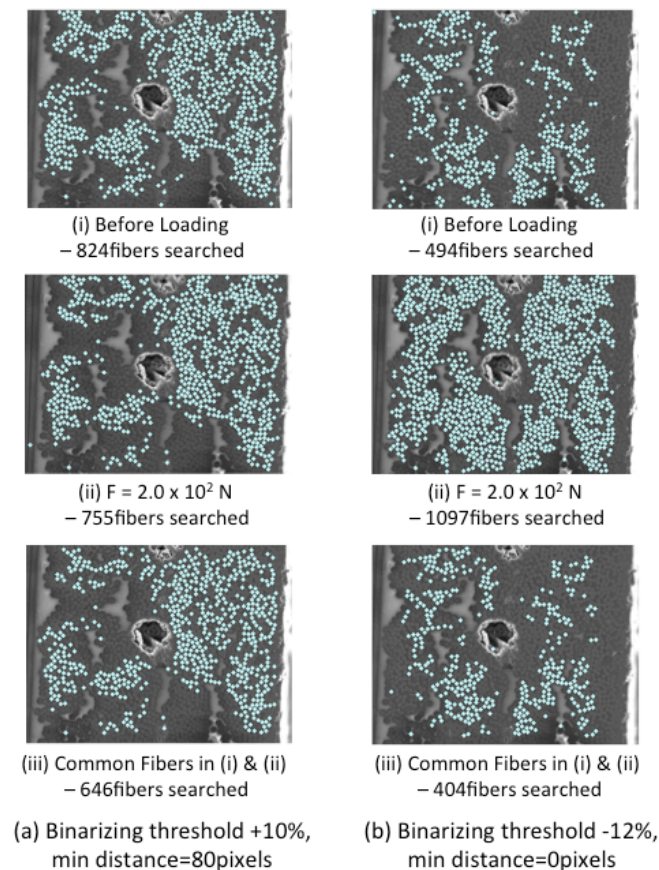


Fig. 2-13 Fiber locations searched in SEM pictures by image analysis with different thresholds.

に示した 246 本よりも多くの繊維が検出できるため、繊維中心位置の検出精度を高めることにより、個々の繊維間のマトリックスに生じるひずみを直接的に計測することが可能と考えられる。また、同図から分かるとおり、修正 LAGT 法では 2.3 節などに示したように画像の明暗などを含めてノイズの影響が低減できるように考慮したものの、同じ SEM 画像を用いた場合でも閾値などの設定が異なる場合には繊維をうまく検出できる領域が異なることから、1 枚の SEM 画像の全域にわたって繊維をうまく検出できるよう改善を図ることで繊維中心位置の変位に基づくひずみ分布計測が確立できることが示唆された。

2.6 結言

本章では、CFRP の 90°層の SEM 画像に適用可能な、画像解析によるひずみ計測手法を提案し、有効性の検討を行った。得られた結論を以下にまとめるとおり、本手法により、本研究で必要とするスケールにおける微視的なひずみ分布が計測可能であるとの見通しが得られた。

- (1) CFRP の 90°層の SEM 画像に POC や ZNCC を適用した場合、POC は非点収差の影響により、また、ZNCC はノイズの影響により精度が低下する。一方、提案手法である LAGT 法や修正 LAGT 法は、非点収差やノイズの影響を受けにくい。特に、修正 LAGT 法を適用した場合、画像が濃淡レベルに勾配を持つ場合であっても対応が可能である。
- (2) 修正 LAGT 法によるひずみ計測法を 3 点曲げ試験時の画像に適用し、90°層におけるひずみを定量的に算出した。計測値は、梁理論と積層板理論による理論値と概ね一致しており、計測が妥当であることが確かめられた。

- (3) 修正 LAGT 法による画像解析をボイドを含む CFRP の 90°層の画像に適用することで、ボイドと同スケールの 10 μ m オーダーのひずみ分布を計測するシステムが開発できた。
- (4) 1 枚の SEM 画像の全域にわたって個々の繊維中心位置の検出を可能とし、かつ、その精度を向上させることにより修正 LAGT 法によるマイクロメカニクス的なひずみ分布計測を確立できることの示唆が得られた。

参考文献

- [2.1] Hull, D.; Clyne, T. W. An Introduction to composite materials. 2nd edition, Cambridge University Press, Cambridge, U.K., 1996. (Cambridge solid state science series).
- [2.2] Hojo, Masaki; Mizuno, Masaaki; Hobbiebrunken, Thomas; Adachi, Taiji; Tanaka, Mototsugu; Ha, Sung Kyu. “Effect of fiber array irregularities on microscopic interfacial normal stress states of transversely loaded UD-CFRP from viewpoint of failure initiation”. Composites Science and Technology. 2009, vol. 69, issue 11-12. p. 1726-1734.
- [2.3] Okabe T.; Nishikawa M.; Toyoshima H. “A periodic unit-cell simulation of fiber arrangement dependence on the transverse tensile failure in unidirectional carbon fiber reinforced composites”. International Journal of Solids and Structures. 2011, vol. 48, issue 20. p. 2948-2959.
- [2.4] 高木幹雄, 下田陽久監修. 新編画像解析ハンドブック. 東京大学出版会. 2004, p.1669-1727.
- [2.5] Mekky, Waleed; Nicholson, Patrick S. “The fracture toughness of Ni/Al₂O₃ laminates by digital image correlation I: Experimental crack opening displacement and R-curves”. Engineering Fracture Mechanics. 2006, vol, 73, issue 5, p. 571-582.

- [2.6] Zhou, Zhongbin; Chen, Pengwan; Huang, Fenglei; Liu, Siqu. “Experimental study on the micromechanical behavior of a PBX simulant using SEM and digital image correlation method”. *Optics and Lasers in Engineering*. 2011, vol. 49, issue 3, p. 366-370.
- [2.7] Wang, Y.Q.; Sutton, M.A.; Bruck, H.A.; Schreier, H.W. “Quantitative error assessment in pattern matching: Effects of intensity pattern noise, interpolation, strain and image contrast on motion measurements”. *Strain*. 2009, vol. 45, issue 2, p. 160-178.
- [2.8] 畝田道雄, 奥畑峻, 石川憲一. デジタル画像相関法を用いた全視野変形・ひずみ測定の精度評価研究. *日本機械学会論文集 C編*. 2010, 76 巻, 763 号, p. 587-594.
- [2.9] Canal, L.P.; González, C.; Molina-Aldareguía, J. M.; Segurado, J.; LLorca, J. Application of digital image correlation at the microscale in fiber-reinforced composites. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. 2012, vol 43, issue 10, p. 1630-1638.
- [2.10] 青木孝文, 伊藤康一, 柴原琢磨, 長嶋聖. 位相限定相関法に基づく高精度マシンビジョン. *Fundamentals Review. 電子情報通信学会基礎・境界ソサイエティ*. 2007, vol. 1 no. 1, p. 30-40.
- [2.11] 畝田道雄, 奥畑峻, 坪根諒太郎, 石川憲一. 画像輝度の変化及びひずみの発生がデジタル画像相関法の測定精度に及ぼす影響. *日本機械学会第 8 回評価・診断に関するシンポジウム (No. 09-56) 講演論文集*. 金沢工業大学扇が丘キャンパス, 石川県石川郡野々市町, 2009 年 12 月 9 日～10 日. p. 50-53.
- [2.12] 細井厚志. 繊維強化複合材料の疲労における長期耐久性評価. 早稲田大学, 2008, 博士論文.

第3章 ボイドによるトランスバースクラック発生への影響についての微視的観察に基づく評価

3.1 緒言

炭素繊維強化プラスチック（Carbon Fiber Reinforced Plastics, CFRP）積層板が引張荷重や曲げ荷重を受けた場合に、層の繊維方向に対して直交する方向に発生するクラックは、積層板の初期破壊として発生し[3.1], 「トランスバースクラック」として知られている。繊維直交方向の引張負荷では、繊維と樹脂に同等の荷重が伝達されるが、炭素繊維の剛性が樹脂の剛性よりもはるかに高いため、繊維はほとんど変形せず、樹脂のみが変形することになる。このとき、繊維は、樹脂に対してひずみ集中源として作用し、樹脂には繊維の周囲においてひずみ集中が生じる。したがって、トランスバースクラックは、通常、繊維のない純粋な樹脂よりも低い巨視的ひずみレベルで発生し始める[3.2]。第1章でも述べたように、例えば、補強材を含まないエポキシなどの熱硬化性樹脂の破壊時の巨視的なひずみレベルが5%程度であるのに対して、CFRP 積層板における初期破壊として樹脂にトランスバースクラックが発生する時点の巨視的なひずみレベルは0.2%~1%程度である。

本研究の対象であるボイドは、CFRP 積層板の製作において、硬化条件が所定の公差から外れるなどした場合に、マトリックスの樹脂中に形成される製造時欠陥であり、繊維直交方向の引張強度、繊維方向の圧縮強度、曲げおよび剪断といった樹脂支配型の強度を著しく低下させる[3.5]。CFRP 積層板の強度へのボイドによる影響に関する先行研究では、ボイド体積含有率 V_v と各種の破壊モードにおける強度との関係に焦点が当てられてきた[3.6-3.12]。しかしながら、それらの研究の多くは巨視的な強度についての統

計学的考察に限られている。このため、例えば、トランスバースクラック発生といった微視的な観点での破壊に対するボイドの影響はよく分かっていない。さらに、CFRP 積層板が負荷を受けた場合の、繊維－樹脂のスケールでの微視的ひずみ場の計算[3.13]や実験的計測[3.17]が行われているものの、そのひずみ場に基づいた損傷発生への影響に関する検討はなされていない。

そこで、本章では、製造時に生じる樹脂の欠陥であるボイドについて、CFRP 積層板の初期破壊として樹脂に発生するトランスバースクラックにその影響が表れやすいと考えて、これを対象として、実験に基づく検討を行った。まず、意図的にボイドを含むように製作した試験片を用いて、走査型電子顕微鏡 (Scanning Electron Microscopy; SEM) 観察下での3点曲げその場観察試験を行った。最初のトランスバースクラック発生を初期破壊とし、ボイド体積含有率に伴う初期破壊荷重およびその時の巨視的ひずみの変化を調べた。次に、トランスバースクラック発生に対するボイドの影響を微視的観点から明らかにするために、ボイドのスケールにおける微視的なひずみ分布を計測した。その場観察試験により対象とするスケールの SEM 画像を容易に得ることができる状況であったことから、SEM 画像についてのデジタル画像解析によるひずみ分布計測を試みた。この方法は、得られたひずみ分布について同じ SEM 画像内のボイドの位置や形状などとの関係について、直接評価できるという利点がある。したがって、例えば、FEM 解析などの他の方法と比較しても直接的で有効な方法と考えられることから、前章に述べたように、本研究のための独自の画像解析手法を開発して、本章での評価に適用した。さらに、近年、複合材料分野でも適用が拡大しつつある、X 線コンピュータ断層撮影法 (Computed Tomography; CT) を用いて、ボイドの3次元形状やトランスバースクラック発生位置とボイドの分布との位置関係といった内部状態を観察した。これらの結果から、ボイドが実際に微視的スケールでのひずみ集中とそれに対応する局所的な塑性変形

を引き起こし、最終的に CFRP 積層板の初期破壊ひずみを低下させることが示唆された。

3.2 試験方法

3.2.1 材料および試験片

CFRP 積層板中に発生するトランスバースクラックは、幅の狭い試験片を用いる引張試験のような場合においては、90°層（繊維方向が荷重方向に対して直交する方向の層）を瞬間的に伝播する。このため、90°層のみからなる CFRP 積層板試験片を使用した繊維直交方向引張試験では、トランスバースクラックの発生後、すぐに最終的な破断に至り、クラック発生時点の状況を観察することが困難である。Hobbiebrunken らは、SEM 観察下での 3 点曲げその場観察試験を行い、トランスバースクラックの発生を観察した [3.15]。Fig. 3-1 に同試験で使用された試験片の形状・寸法と 3 点曲げ荷重の負荷要領を示す。試験片の積層構成として、両表面に若干の 90°層、その間に多くの 0°層が配置された。これにより、試験片の長手方向中央付近、負荷ピンの反対側の引張負荷となる領域の 90°層におけるトランスバースクラックの発生が観察された。この方法は、曲げ荷重の大部分を 0°層で支持して試験片の変位を抑制することにより突然の最終破壊を防

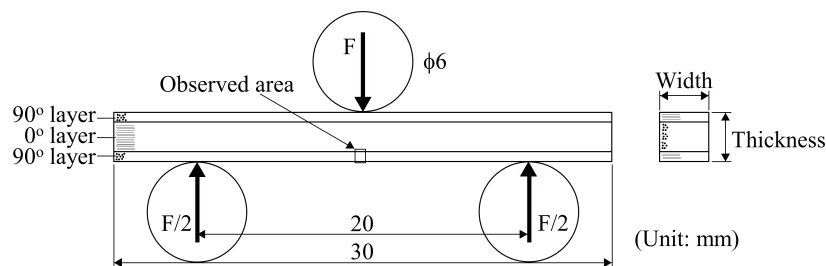


Fig. 3-1 Geometry of specimen and loading configuration of in-situ 3-point bending test in SEM. [3.15]

止し、繊維直交方向の引張荷重下におけるトランスバースクラックの発生を観察できるという利点を有する。本研究においては、これと同じ方法で試験を行うこととし、SEM装置が異なる点を除いて、Hobbiebrunken らが用いたものと同じ負荷装置を使用した。

今回の試験においては、一方向材の炭素繊維/エポキシ樹脂プリプレグ UTS50 / #135 (東邦テナックス, 180°C硬化型) を用いて、積層構成 $[90_2/0_5]_s$ の CFRP 積層板を3枚製作した。1枚は所定の成形条件で製作して、ボイドの無い積層板とした。他の2枚は、意図的に成形条件を変更してボイドを生じさせた。この3枚の積層板について、ボイド体積含有率の少ない順に、A, B および C と呼ぶこととする。超音波探傷検査により、積層板 A についてはボイドが無いこと、積層板 B および C については平面的に見たとき、ボイドがほぼ均一に分布していることを、それぞれ確認した。積層板 A, B, C のボイド体積含有率 V_v は、代表断面の光学顕微鏡観察により、それぞれ 0%, 2.0%, 4.6% と評価した。このボイド体積含有率 V_v は、光学顕微鏡による積層板の代表断面の観察を行い、観察した断面積に対するボイドの累積断面積の比とした。さらに、観察断面によって、ボイド量に多少の違いがあるため、超音波探傷によりボイド量が最も多いと見られる領域と最も少ないと見られる領域の2つの断面を評価し、両者の平均値をその積層板の V_v とした。試験片は、ファインカッタを使用して、各積層板から長さ 30mm, 幅 3mm の短冊状に切り出した。試験片は、それを切り出した元の積層板と対応づけて試験片 A, B, C と称する。試験片の SEM 観察用の表面は、研磨機 (ECOMET3, BUEHLER) を用いて、平面出し、中間仕上げ、最終仕上げの3段階に分けて鏡面研磨した後、イオンコータ (FINECOATER JFC-1200, 日本電子) を用いて 30 秒間の金蒸着を行った。

Fig. 3-2 は、試験片 A, B, C の典型的な断面の SEM 画像を示す。試験片 A ($V_v = 0\%$) には全くボイドが見られない。試験片 B および C (それぞれ $V_v = 2.0\%$ および 4.6%) においては、ボイドが、 0° 層では長さが数十から数百 μm の細長い線状として、 90° 層では

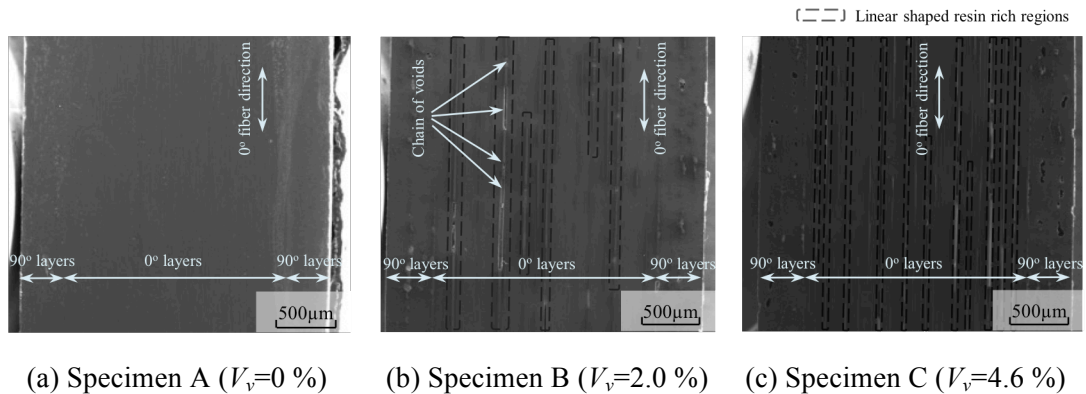


Fig. 3-2 Typical SEM cross sectional images of specimen A, B and C.

小さい円形または楕円形（円形の集まり）として観察された。これらの観察結果から、ボイドの3次元形状は、断面が細長い円形または楕円形で、軸がその層の繊維方向に沿う円筒形状と考えられる。また、0°層において、ボイドの両端には樹脂リッチ領域が存在するか、あるいは、細長く続く樹脂リッチ領域の中にボイドが存在する状況が観察された。したがって、90°層の観察面においてボイドが明確に確認できない場合でも、樹脂リッチ領域が見られる場合には、その内部にボイドが存在する可能性があると考えられる。

3.2.2 SEM内3点曲げその場観察試験

前項に述べた要領により、SEM内での3点曲げその場観察試験を行い、トランスバースクラックの発生を観察した。1本目のトランスバースクラック発生を「初期破壊」と定義して、初期破壊時の負荷荷重およびその時の巨視的ひずみについて、試験片のボイド体積含有率による違いを評価した。また、トランスバースクラックの発生位置および伝播経路とボイドとの位置関係についても評価した。なお、この初期破壊時の荷重を「初期破壊荷重」とし、後述する Fig. 3-4 に示す試験片の座標軸における巨視的なひず

み ε_{22} (引張側表面の 90° 層における引張ひずみ) を「初期破壊ひずみ」と定義した。

試験片の概要および負荷の要領は Fig. 3-1 に示したとおりである。前述したように、負荷装置は、既往研究[3.15]と同じものを使用し、Fig. 3-3 のように SEM 装置（日本電子, JSM-6510）の中に取り付けた。この負荷装置は、手動制御によって負荷ピンを水平移動させることにより、試験片に3点曲げの強制変位が加わる仕組みになっている。負荷ピンおよび支持ピンの直径は 6mm, 2本の支持ピン間の距離は 20mm で、負荷ピンは支持ピン間のちょうど中央にある。Fig. 3-4 に、この試験における座標系の定義を示すとおり、試験片の板厚方向を 1 軸、長さ方向を 2 軸、幅方向を 3 軸と称する。

SEM により 300 倍の倍率で観察しながら、上述の負荷装置を用いて試験片に3点曲げ荷重を負荷した。トランスバースクラック発生は SEM 装置の画面上で目視により確認し、初期破壊荷重と初期破壊発生位置を記録した。荷重は容量 2kN のロードセルによって計測した。ロードセルはシグナルコンディショナ（CDV-700A, 共和電業）に接続し、データ収集ソフトウェア（PCD-320A, 共和電業）を用いてシグナルコンディショナからの電圧出力を記録した。

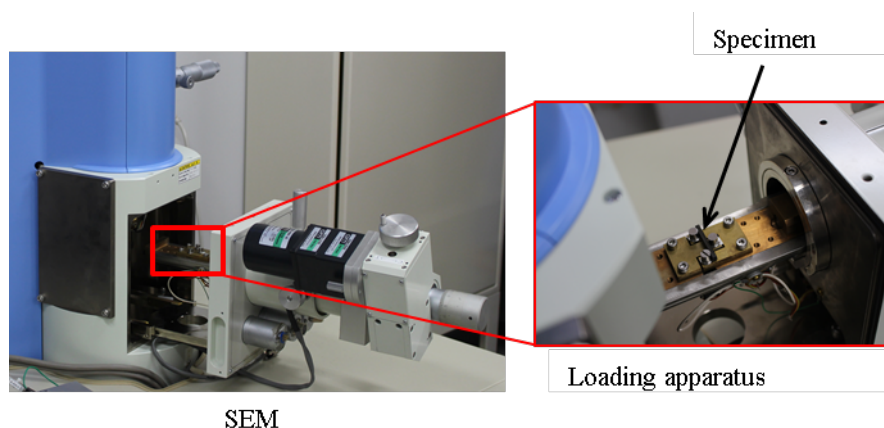


Fig. 3-3 Loading apparatus installed in SEM.

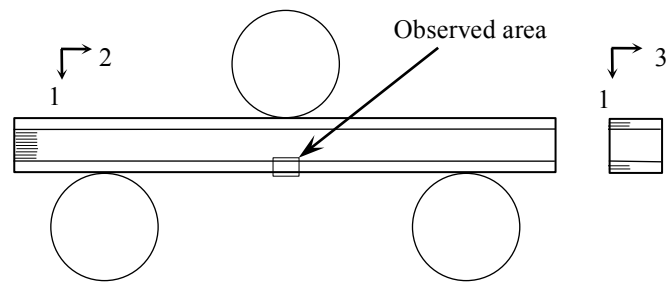


Fig. 3-4 Definition of specimen coordinate system in this study.

トランスバースクラック発生位置は、SEM装置のスケール機能を用いて、負荷ピンから1番目のトランスバースクラックまでの2軸方向の距離として測定した。初期破壊ひずみは、初期破壊荷重および初期破壊の発生位置から、古典積層理論および梁理論によって計算した。このとき、繊維体積含有率は $V_f = 0.60$ と仮定した。 V_f を変えた各試験片の初期破壊ひずみを比較して、ボイドによる影響を調べた。

3.2.3 微視的なひずみ分布の計測

トランスバースクラック発生に対するボイドの影響に関連する、微視レベルの力学的機構の理解に資する目的で、 $10\mu\text{m}$ オーダ、すなわちボイドと同等のスケールにおける 90° 層の微視的ひずみ分布を計測した。ひずみ分布の計測に関しては、例えば、光ファイバセンサ、デジタル画像相関法 (Digital image correlation; DIC) などといった方法がある。第2章でも述べたように、さまざまな候補の中から、本章の試験におけるスケールでのひずみ分布の計測には、その場観察試験で取得したSEM画像を用いたDICが直接的かつ効率的な方法と考えた。これにより、計測したひずみ分布について、SEM画像中のボイドやその他の不均一性の位置・形状などと直接的に対応づけた評価が可能と

なる。第2章の提案手法は、こうした意図を考慮に入れて開発しており、本章での微視的なひずみ分布計測にこの手法を適用する。

SEM 画像を取得する3点曲げその場観察試験は、使用する試験片も試験方法も、基本的に、前節のトランスバースクラック観察の試験と同じである。1つの試験片でも、複数の領域の計測を行うことにより、ボイド等の分布状況とひずみ分布との比較・評価、ならびに、計測方法の妥当性の検証が可能と考え、ひずみを計測する試験片の数は、1つの V_y について1本とした。今回のひずみ計測手法では、トランスバースクラック発生直前までに取得した SEM 画像が有効に使用できる。以上から、各試験片について5箇所をひずみ計測の対象として、最初のトランスバースクラック発生の直前の荷重まで 50N の荷重増分ごとに SEM 画像を撮影した。画像サイズは 5120 ピクセル×3840 ピクセルで、300 倍の倍率とした。画像解析の誤差を最小限にするために、それぞれの試験片のすべての負荷ステップでの SEM 画像の撮影においては、焦点をしっかりと合わせ、かつ、同じ領域を含むように注意を払った。これらの SEM 画像において、負荷前および負荷中の SEM 画像から繊維位置を探索し、試験片の各領域のひずみ分布を各負荷ステップについて計算した。SEM 画像の外周に接する要素のひずみ ϵ_{22} は、今回の方法では正しく定義できないため、ひずみ分布を表示する際には 0 と表示した。

3.2.4 その場観察試験後の試験片の X 線 CT による観察

3点曲げその場観察試験によりトランスバースクラックの発生した試験片について、X 線 CT による観察を行い、CFRP 積層板中のボイドの形態的特徴や空間的分布とトランスバースクラック発生位置との関係を検討した。

高分解能マイクロ CT スキャナ (SkyScan 1172, Bruker) を用いて、X 線コーンビーム投影画像を撮影した。X 線源の管電圧を 100kV、管電流を 41 μ A、画像サイズは 1000

×668 ピクセルとした。試験片の大きさ（幅と板厚が 3mm 程度）と断面の直径で数十 μm 程度であるボイドの大きさに対して、できるだけ細かい解像度が得られるように、試験片の保持と線源の位置を調整した結果、試験片 A ($V_v=0\%$)、B ($V_v=2.0\%$)、C ($V_v=4.6\%$) について、解像度はそれぞれ 5.69, 5.15, 4.88 $\mu\text{m}/\text{pixel}$ となった。試験片 A にはボイドは含まれていないが、ボイドがある場合との比較評価の観点からトランスバースクラック発生位置を観察した。回転ステップは 0.2° とし、一回転 360° で合計 1800 枚の投影画像を撮影した。トランスバースクラックは、無負荷状態では閉じてしまい、CT 画像において、クラックとしての識別が困難と予想された。このため、ヨウ化亜鉛 (ZnI_2) の溶液を造影剤としてトランスバースクラックに浸透させ、X 線画像におけるコントラストの改善を図った。

画像再構成プログラム (SkyScan NRecon package, Bruker) を使用し、同プログラムに実装された Feldkamp アルゴリズムにより、コーンビーム投影画像から断層画像を再構成した。CFRP に対してボイドおよびトランスバースクラック（造影剤の浸透したもの）を明確に識別するため、再構成の際に、閾値とする濃淡レベルを調整した。関心領域 (region of interest; ROI)，すなわち、ボイドおよびトランスバースクラックを含む試験片の観察対象領域は、再構成された円柱形の 3 次元画像から抽出した。抽出された ROI の CT 画像は、観察・評価用プログラム (DATAVIEWER, Bruker) を用いて、ボイドとトランスバースクラックの位置関係などを評価した。加えて、CT データの可視化・解析用ソフトウェア (VGStudio MAX, Volume Graphics) を用いて、材料の X 線減衰率に対応した濃淡レベルについて適切な閾値を設定することによって、3 次元 CT 画像において CFRP 積層板中のボイドを識別して観察した。

3.3 試験結果と考察

3.3.1 SEM 内 3 点曲げその場観察試験結果

SEM 内 3 点曲げその場観察試験における破壊の発生状況は、以下のとおりである。

- (1) 引張側表面の中央領域の 90° 層におけるトランスバースクラックの発生
- (2) (1)のトランスバースクラック付近の 0° 層における局所的な繊維破断の発生
- (3) 圧縮側の中央領域（負荷点の近傍）の 0° 層におけるキンの形成

この状況は、ボイド体積含有率にかかわらず、全ての試験片について同じであった。(1)と(2)の破壊はほぼ同時に発生し、(3)は、(1)において、複数のトランスバースクラックが観察された後に発生した。(1)と(2)は試験片によって前後するように見えた。トランスバースクラックと繊維破断は、荷重の増加に伴って複数箇所において発生した。また、いくつかのトランスバースクラックがボイドを通過、あるいは、樹脂リッチ領域を通過することも実際に観察された。

3 点曲げ試験における各試験片の初期破壊ひずみを Fig. 3-5 に示す。試験片 B および C の初期破壊ひずみの平均値は、それぞれ試験片 A の 68% および 50% であった。このように、ボイド体積含有率がトランスバースクラックの発生に大きく影響することが確認された。ボイド体積含有率の増加に伴って繊維直交方向強度が減少する傾向は、先行研究では最終破壊に関するものではあるものの、それらにおいて観察された傾向と同様であった[3.6, 3.7]。しかしながら、Fig. 3-5 の強度低下の割合は、先行研究で見られたものよりもかなり大きかった。

Fig. 3-6 は、試験片 C ($V_v=4.6\%$) で見られたトランスバースクラックであり、ボイド位置に対する初期破壊の典型的な例である。このクラックは、 $\varepsilon_{22}=0.59\%$ において、 90° 層、 0° と 90° 層の間、および積層板表面上にある各ボイドを通過するように発生した。クラックの発生は瞬間的であったため、その起点を特定することは困難であった。トラ

ンスバースクラックがボイドを選択的に通過するこの傾向は、試験片 B および C の試験片で複数観察された。同様に、トランスバースクラックが樹脂リッチ領域を選択的に通過する傾向も、試験片 B および C のいくつかの試験片で観察された。

これらの傾向から、ボイドおよび樹脂リッチ領域は、トランスバースクラック発生において同様に作用することが考えられた。あるいは 3.2.1 項で述べたように、これらの試験片の樹脂リッチ領域の内部にボイドが存在する可能性があると考えられた。これらの観察結果から、ボイドおよび樹脂リッチ領域が類似の要領により、微視的ひずみ分布および対応する初期破壊に影響を及ぼし得ることが示唆された。90°層の微視的ひずみ分布の計測は、このような背景から計画し、トランスバースクラック発生に及ぼすボイド（および樹脂リッチ領域）の影響を定量的に評価することとした。

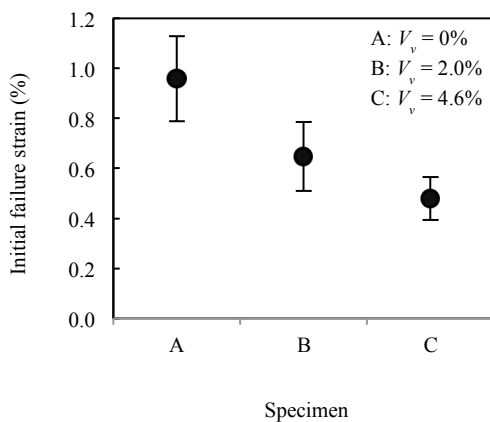


Fig. 3-5 Strains at the first transverse cracking.

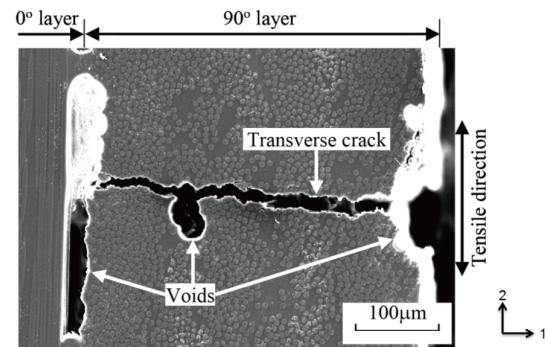


Fig. 3-6 Transverse crack runs through voids in specimen C.

3.3.2 微視的なひずみ分布の計測結果

3.3.2.1 ボイドのない積層板のひずみ分布

Fig. 3-7 および Fig. 3-8 は、試験片 A の $F=1.5 \times 10^2 \text{N}$ および $2.9 \times 10^2 \text{N}$ におけるひずみ

ε_{22} の分布をそれぞれ示す。各図の(a)~(e)に示すひずみ分布は、右上に示す元の SEM 画像の(a)~(e)の領域に対応する。ひずみ ε_{lam} は、引張側の 2 枚の 90° 層の層間位置における、ひずみ ε_{22} の理論値である。得られた微視的ひずみ分布の平均的なレベルは、全体として理論ひずみ ε_{lam} とよく一致した。さらに、局所的にひずみの高い領域は、Fig. 3-7

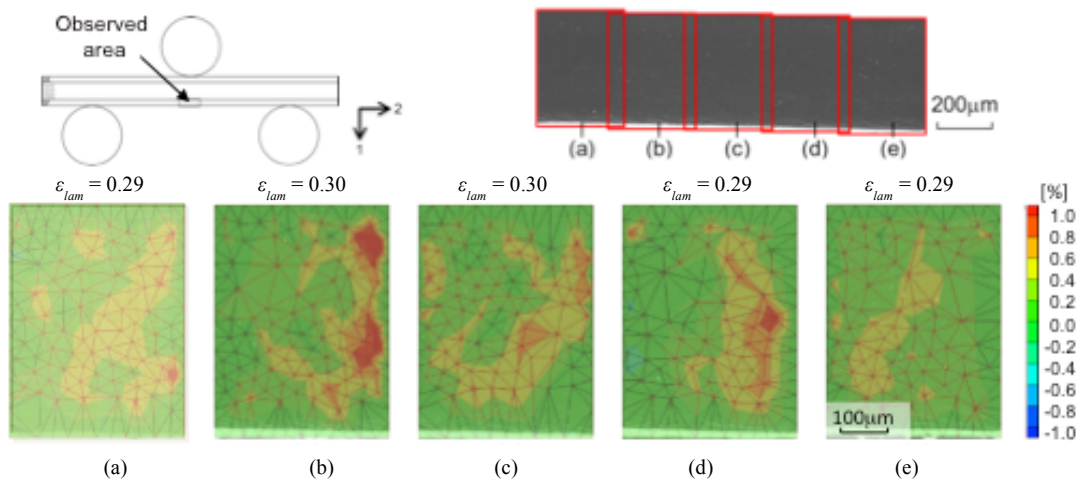


Fig. 3-7 Strain distribution (ε_{22}) in specimen A at $F=1.5 \times 10^2$ N.

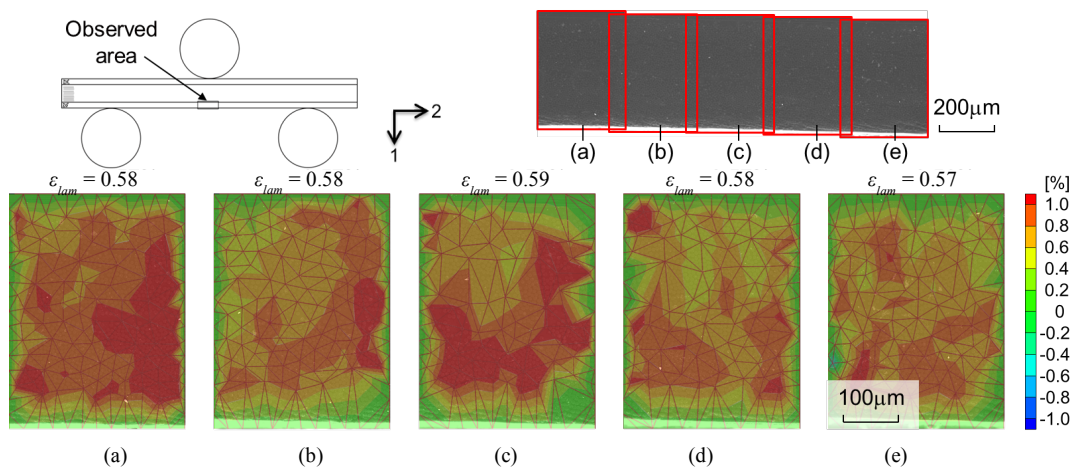


Fig. 3-8 Strain distribution (ε_{22}) in specimen A at $F=2.9 \times 10^2$ N.

と Fig. 3-8 とで類似しており、その部分のひずみ値は対応する荷重にほぼ比例していた。このように、ボイドのない積層板であっても、繊維の不均一な分布や樹脂リッチ領域などの微視的な不均質性によって、局所的に高いひずみが生じることを実際に確認した。

Fig. 3-9 には、試験片 A のひずみ ε_{22} の計測値と理論値の比較を示す。Fig. 3-9 での計測値は、理論値に対してプロットされた 5 つの点であり、Fig. 3-7 および Fig. 3-8 に示した 5 ヶ所の各観察領域内で計測したひずみ ε_{22} の平均値である。これらのひずみは、3.2.3 項で述べたようにトランスバースクラック発生の直前まで計測した。図中に示した対角線は、計測ひずみが理論値に等しい場合を示す。計測値と理論値は、 $\varepsilon_{22}=0\sim0.4\%$ 程度の範囲において概ね一致しており、本研究での微視的ひずみの計測方法が定性的にだけでなく、概略ではあるが、定量的にも妥当であることが確認された。また、計算値では弾性変形を仮定しているため、巨視的ひずみが 0.4% までの範囲において 90° 層の材料特性が弾性領域にあることも確認された。一方、 ε_{22} が 0.6% を超える範囲では、計測値が理論値を上回る非線形挙動が見られた。この非線形挙動は、上述の微視的な不均質性に伴うひずみ集中によって、ひずみが局所的に弾性限界を超え、局所的にマトリックスの塑性変形が始まったものとして理解することができる。

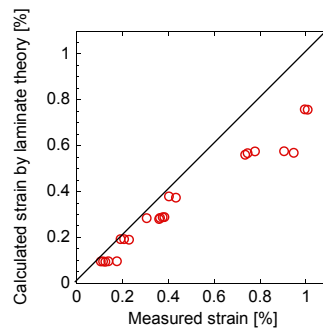


Fig. 3-9 Comparison of measured strain and calculated strain - specimen A.

3.3.2.2 ボイドを含む積層板のひずみ分布

Fig. 3-10 および Fig. 3-11 は、それぞれ試験片 B および C のひずみ ε_{22} の分布を示す。

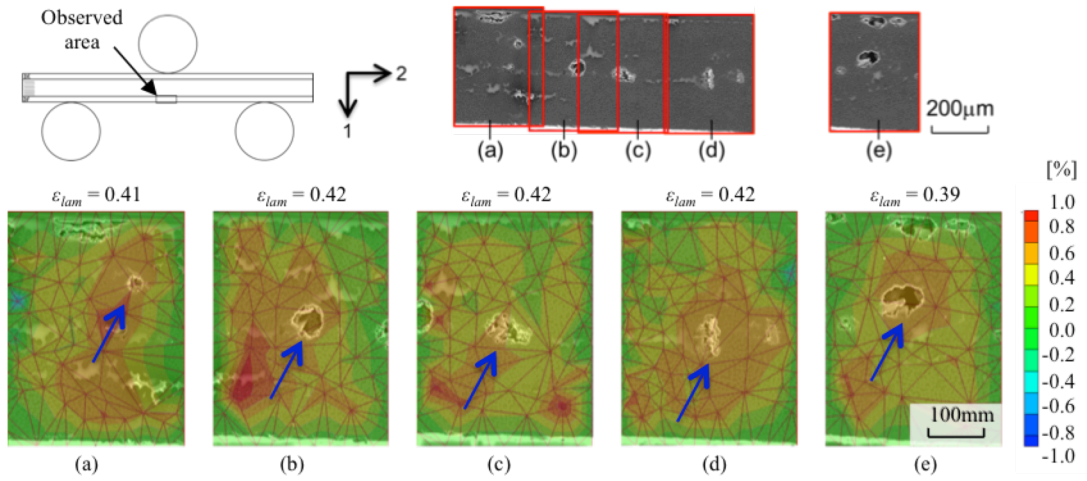


Fig. 3-10 Strain distribution (ε_{22}) in specimen B at $F=2.0 \times 10^2$ N.

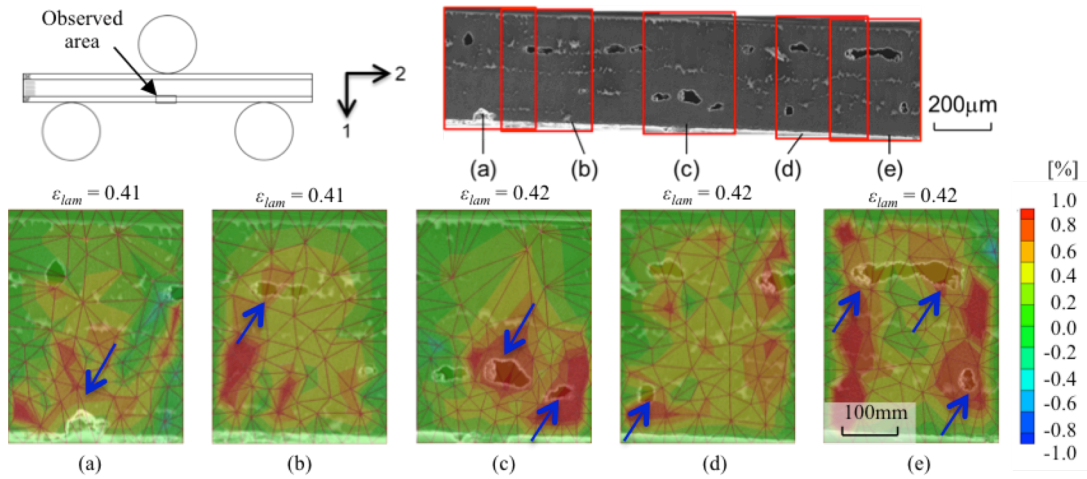


Fig. 3-11 Strain distribution (ε_{22}) in specimen C at $F=2.0 \times 10^2$ N.

これらの結果においても、全体としてのひずみレベルは理論値 ε_{lam} と同等であり、この計測方法がボイドを含む積層板にも有効であることが示された。図中の矢印は、ボイドの周囲において高いひずみが観察された場所を示す。このように、ボイド周辺において、実際にひずみ集中が生じていることが確認された。さらに、ひずみ集中は、局所的に見ると試験片 B よりも試験片 C で高く、ひずみ集中の見られた箇所数も多かった。

一方、Fig. 3-12 と Fig. 3-13 には、それぞれ試験片 B と C についてのひずみ ε_{22} の計測値と理論値の比較を示した。この計測値は、試験片 A の場合と同様に、Fig. 3-10 および Fig. 3-11 において示した 5 ヶ所の観察領域で計測したひずみ ε_{22} の平均値である。このように、平均レベルで見ると、試験片 B と C はそれほど変わらないレベルであった。したがって、Fig. 3-5 に示した初期破壊ひずみを始めとする強度特性に関して、ボイド体積含有率によって差異が発生する場合、その差異は、単位領域(単位面積や単位体積)内のひずみ集中のレベルや箇所数(ボイドの個数)に依存することが示唆される。

Fig. 3-12 と Fig. 3-13 に示した対角線は、計測値と理論値が等しい場合を示す。 $\varepsilon_{22}=0.4\%$ 程度までの範囲において、計測値は線形的に増加したが、理論値と比較すると値が大きめであり、試験片 A と比較して試験片の剛性が低かったものと考えられる。 $\varepsilon_{22}=0.4\%$ 程度より大きい範囲では、計測値が理論値を上回った。試験片 A と同様に、これらの非線形挙動は、ひずみ集中により局所的に早く始まったマトリックスの塑性変形によるものと理解される。さらに、この塑性変形が、ボイドなしの試験片 A と比較して、より低い巨視的ひずみレベルで早期に始まったことが分かる。このように、CFRP 積層板中のボイドは、まず、マトリックスにひずみ集中を生じさせ、次に、ボイド周囲の高いひずみは低い巨視的ひずみレベルにおけるマトリックスの局所的な塑性変形を引き起こし、最終的には、マトリックスの局所的な塑性変形が、低い巨視的ひずみレベルでの初期破壊につながったものと考えられる。

なお、今回の微視的ひずみ分布の計測においては、試験片への荷重負荷と SEM 画像の撮影を荷重ステップごとに注意深く行う必要があり、1 本の試験片について、試験時間が数時間にわたった。しかしながら、先行研究から室温（295K）において繊維直交方向のクリープひずみがほとんど発生しないことが示されており[3.19]、試験時間が長いことや試験片ごとの試験時間の違いに伴うひずみ計測値への影響は無視可能なレベルであったと考えられる。

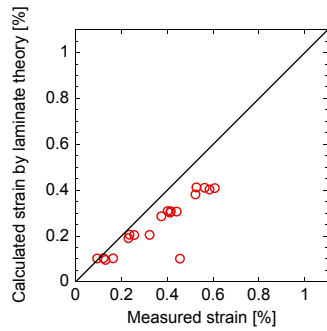


Fig. 3-12 Comparison of measured strain and calculated strain - specimen B.

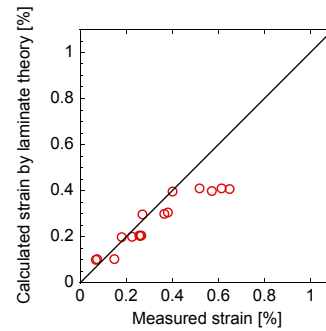


Fig. 3-13. Comparison of measured strain and calculated strain - specimen C.

3.3.3 その場観察試験後の試験片の CT 観察結果

Fig. 3-14 に、その場観察試験後の試験片について、幅方向の位置 $x_3 = 0.1, 1.0, 2.0$ および 2.9mm における x_1 - x_2 平面に沿った断面の CT 画像を示す。Fig. 3-2(b)および(c)と同様に、Fig. 3-14(b)および(c)の積層板内部のボイドは、 90° 層では円形または楕円形（円形の集合）として、 0° 層では細長い形状として観察された。従って、3次元のボイド形状は、長さ方向がその層の繊維方向に沿い、円形または楕円形の断面をもつ細長い円筒状と理解することができる。ボイドの形状と分布に関するこの解釈は、3次元 CT 画像

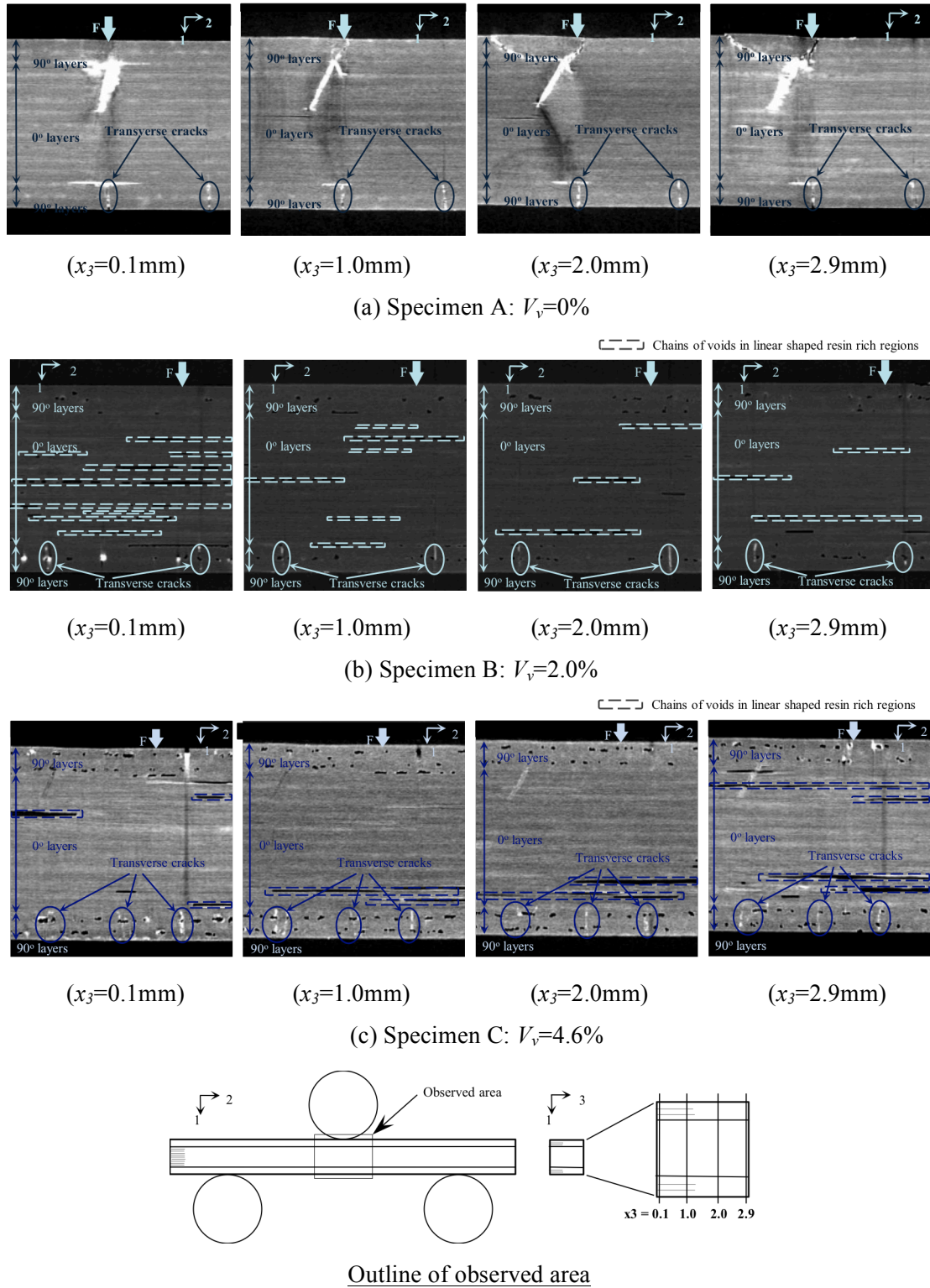


Fig. 3-14 Cross-sectional images by X-ray computed tomography (CT) - transverse crack locations and void distributions in CFRP laminates.

においてボイドのみが表示されるように適切な閾値を設定したところ, Fig. 3-15 のように明確に確認することができた.

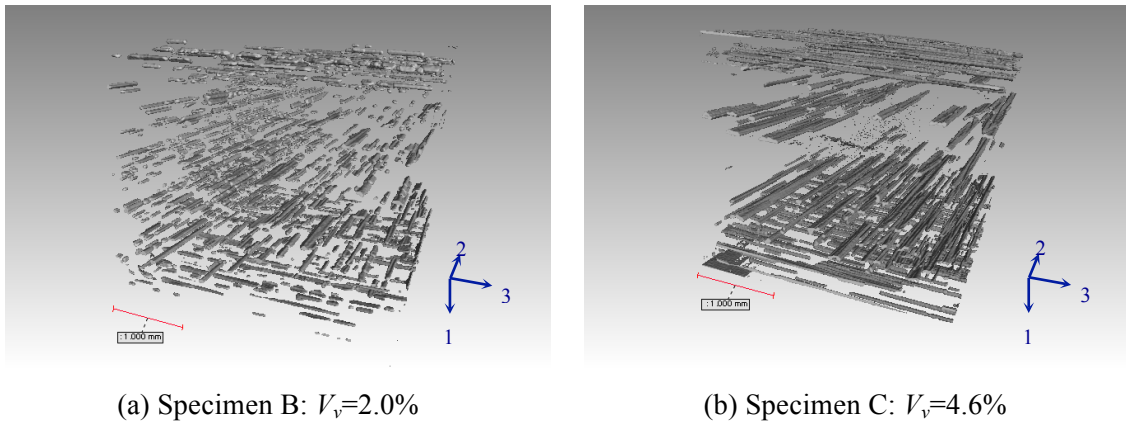


Fig. 3-15 Three-dimensional CT images - void shapes and distributions in CFRP laminates.

これらの観察結果と3点曲げその場観察試験の状況から考えられる以下の条件を踏まえると, 試験片の引張側の90°層においては, 2次元的なひずみ状態を仮定できることが示唆された.

- 90°層の内部荷重は, 主に x_2 方向の面内の繊維直交方向の引張応力であった.
- 繊維およびボイドは x_3 方向に沿っていた. すなわち, 幅方向 (x_3 方向) のどの位置の x_1 - x_2 断面においても, 繊維およびボイドの幾何学的配置は類似していた.
- 元の繊維が十分長く, 繊維は試験片の幅 3mm 全体にわたって連続している. また, 試験片の幅方向に沿っているボイドの長さは数百 μm のオーダーである. このように, 繊維及びボイドの x_3 方向の長さが, x_1 - x_2 断面における繊維の直径 (約 $7\mu\text{m}$) およびボイド (約 $30\mu\text{m}$) と比較して十分に長い.

Fig. 3-14 において矢印で示した 90°層のトランスバースクラックは, 板厚方向, すなわち 90°層を横切る方向に発生した. また, 試験片の幅方向の位置 x_3 にかかわらず, x_1 - x_2

平面に沿ったすべての断面において、トランスバースクラックの試験片長手方向の位置 (x_2) および形状はほぼ同じであった。ボイドを含む試験片については、トランスバースクラックがボイドを通過していること、ボイド壁には荷重方向に対して直角方向の位置からクラックが入り込んでいることが観察された。この状況も x_1 - x_2 平面に沿った各断面において同様であった。

これらの観察結果から、トランスバースクラック発生のプロセスについては、以下のような示唆が得られた。まず、Fig. 3-7, Fig. 3-8, Fig. 3-10 および Fig. 3-11 に見られたように、CFRP 積層板内の微視的な不均質性またはボイドによってひずみ集中が引き起こされた。次に、負荷が増加し、ひずみ集中に伴う局所的なひずみがマトリックスの弾性限界に達すると、マトリックスの局所的な塑性変形が始まった。最後に、マトリックスの塑性変形が破損レベルに達した箇所からトランスバースクラックが発生した。ボイド体積含有率が高い積層板においては、ボイドの存在に伴ってひずみ集中を生じる箇所が多くなり、より低い巨視的ひずみレベルにおいてもマトリックスの塑性変形が進み、初期破壊ひずみが小さくなったものと考えられる。

さらに、Fig. 3-14 では、3 点曲げ荷重の中央の負荷点を各画像上方の“F”を付した矢印で示してあり、負荷点に対するトランスバースクラックの試験片長手 (x_2) 方向の位置を確認すると以下のことが分かる。すなわち、 $V_v=0\%$ では、負荷点と同じ位置の引張応力が最大になる位置にトランスバースクラックが発生している。これに対して、 $V_v=2.0\%$, 4.6% では、トランスバースクラックは、負荷点とは少しずれた位置で、ボイドを通過するように発生している。トランスバースクラックは、通常、 0° 層と 90° 層のような繊維方向の異なる層の境界領域の表面（自由端）で発生すると言われている。このため、今回の試験片で言えば、負荷点と同じ位置で反対側の引張応力が最大になる位置の 0° 層と 90° 層の境界領域の表面でトランスバースクラックが発生すると考えられ、 $V_v=0\%$ は、

そのとおりに観察されている。これに対して、ボイドがある場合には、試験片長手方向の位置がずれて、ボイドを通過するように発生したことが観察された。SEM 内 3 点曲げその場観察試験で観察した 1 本目のトランスバースクラックが、X 線 CT で観察されたトランスバースクラックと完全に同一であることは確認できていない。しかしながら、SEM 内 3 点曲げその場観察試験の際には、試験片長手方向の負荷点と同じ位置、もしくは、それに近い位置で、初期破壊である 1 本目のトランスバースクラック発生を観察された。また、2 本目以降は負荷点と同じ、もしくは、直近の位置から離れた位置でトランスバースクラックの発生が観察された。こうした状況を考慮すると、X 線 CT で観察されたトランスバースクラックのうち、 $V_v=0\%$ では負荷点と同じ位置のもの、ボイドがある場合では負荷点の位置に一番近いものが、それぞれ、1 本目のトランスバースクラックと考えられ、ボイドの有無による違いが表れているものと考えられる。以上より、ボイドがある場合には、1 本目のトランスバースクラックが発生する負荷点直近の位置において、ボイドに伴うひずみ集中によりひずみ場が影響を受け、トランスバースクラック発生位置の違いとして表れた可能性が考えられる。

3.4 結言

ボイド体積含有率の異なる 3 種類の試験片を用いて、SEM 内において 3 点曲げその場観察試験を実施した。最初のトランスバースクラック発生時の巨視的ひずみ、すなわち、初期破壊ひずみは、ボイド体積含有率の増加に伴って減少することが確認された。

SEM 画像のデジタル画像解析による微視的なひずみ分布の計測の結果、ボイド周辺においてひずみ集中を生じていることが実際に観察された。また、ボイドのない試験片でも、樹脂リッチ領域などの周辺においてひずみ集中が観察された。このようなひずみ

集中は、一般に、より大きなボイド体積含有率の試験片でより高く、すなわち、より低い巨視的ひずみレベルで生じていた。ひずみ集中は、ボイド体積含有率がより高い試験片ではより早く（より低い巨視的なひずみレベルで）樹脂の局所的な塑性変形を引き起こし、最終的には、その局所的な塑性変形が初期破壊ひずみを低下させることが示唆された。

CT 観察では、試験片内部においても、トランスバースクラックがボイドを通過していることを確認した。また、ボイドとトランスバースクラックの位置や形状から、トランスバースクラックを生じやすい領域においては、2 次元的なひずみ状態が想定されることが示唆された。また、試験片長手方向のトランスバースクラック発生位置と負荷点位置との関係がボイド有無により異なるとの観察結果から、ボイドがある場合には、ボイドに伴うひずみ集中の結果、トランスバースクラックが発生する領域のひずみ場が影響を受け、トランスバースクラック発生位置に影響する可能性が考えられる。

参考文献

- [3.1] Hull, D.; Clyne, T. W. An Introduction to composite materials. 2nd edition, Cambridge University Press, Cambridge, U.K., 1996. (Cambridge solid state science series).
- [3.2] Kok, de, J. M. M.; Meijer, H. E. H.; & Peijs, A. A. J. M. The influence of matrix plasticity on the failure strain of transversely loaded composite materials. Proceedings of the Ninth international conference on composite materials (ICCM-9): vol. 5, composites behaviour. Miravete, A. (Ed.). Madrid, Spain, 12-16 July 1993. Woodhead Publishing Limited, Cambridge, U.K., 1993, p. 242-249.
- [3.3] Grunenfelder, L.K.; Nutt, S.R. Void formation in composite prepregs - effect of dissolved moisture. Composites Science and Technology. 2010, vol. 70, p. 2304-2309.

- [3.4] Tavares, S. Sequeira; Michaud V.; Manson, J.-A.E. Through thickness air permeability of prepregs during cure. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. 2009, vol. 40, p. 1587-1596.
- [3.5] Tang, Jian-mao; Lee, Woo I.; Springer, George S. Effects of cure pressure on resin flow, voids, and mechanical properties. *Journal of Composite Materials*. 1987, vol. 21, issue 5, p. 421-440.
- [3.6] Hancox, N.L. The compression strength of unidirectional carbon fibre reinforced plastic. *Journal of Materials Science*. 1975, vol. 10, p. 234-242.
- [3.7] Harper, B.D.; Staab, G.H.; Chen, R.S. A note on the effects of voids upon the hygral and mechanical properties of AS4/3502 graphite/epoxy. *Journal of Composite Materials*. 1987, vol. 21, p. 280-289.
- [3.8] Olivier, P.; Cottu, J.P.; Ferret, B. Effects of cure cycle pressure and voids on some mechanical properties of carbon/epoxy laminates. *Composites*. 1995, vol. 26, no. 7, p. 509-515.
- [3.9] Talreja, Ramesh; Singh, Chandra Veer. *Damage and failure of composite materials*. Cambridge University Press, 2012, p. 291-298.
- [3.10] Ye, Lin; Friedrich, Klaus; Kästel, Joachim; Mai, Yiu-Wing. Consolidation of unidirectional CF/PEEK composites from commingled yarn prepreg. *Composites Science and Technology*. 1995, vol. 54, p. 349-358.
- [3.11] Hancox, N.L. The effects of flaws and voids on the shear properties of CFRP. *Journal of Materials Science*. 1977, vol. 12, p. 884-892.
- [3.12] Hernández, S.; Sket, F.; Molina-Aldareguía, J.M.; González, C.; LLorca, J. Effect of curing cycle on void distribution and interlaminar shear strength in polymer-matrix composites. *Composites Science and Technology*. 2011, vol. 71, p. 1331-1341.
- [3.13] Okabe T.; Nishikawa M.; Toyoshima H. A periodic unit-cell simulation of fiber arrangement dependence on the transverse tensile failure in unidirectional carbon fiber

- reinforced composites. *International Journal of Solids and Structures*. 2011, vol. 48, issue 20, p. 2948-2959.
- [3.14] Canal, L.P.; González, C.; Molina-Aldareguía, J. M.; Segurado, J.; LLorca, J. Application of digital image correlation at the microscale in fiber-reinforced composites. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. 2012, vol 43, issue 10, p. 1630-1638.
- [3.15] Hobbiebrunken, Thomas; Hojo, Masaki; Adachi, Taiji; Jong, Claas De; Fiedler, Bodo. Evaluation of interfacial strength in CF/epoxies using FEM and in-situ experiments. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. 2006, vol. 37, issue 12, p. 2248-2256.
- [3.16] Wang, Y.Q.; Sutton, M.A.; Bruck, H.A.; Schreier, H.W. “Quantitative error assessment in pattern matching: Effects of intensity pattern noise, interpolation, strain and image contrast on motion measurements”. *Strain*. 2009, vol. 45, issue 2, p. 160-178.
- [3.17] 畝田道雄, 奥畑峻, 石川憲一. デジタル画像相関法を用いた全視野変形・ひずみ測定の精度評価研究. *日本機械学会論文集 C編*. 2010, 76 巻, 763 号, p. 587-594.
- [3.18] 津村祐介, 新玉重貴, 西川雅章, 北條正樹. CFRP のトランスバースひずみ分布計測を目的とした繊維位置探索による画像解析手法の開発. *日本複合材料学会誌*. 2014, 第 40 巻, 第 2 号, p. 71-80
- [3.19] Raghavan J.; Meshii, M. Creep of polymer composites. *Composites Science and Technology*. 1998, vol. 57, issue 12, p. 1673-1688.

第 4 章 ボイドが CFRP 積層板強度に及ぼす影響の 負荷方向による差異

4.1 緒言

これまでも述べたように、ボイドによる CFRP 積層板強度への影響については、主にボイド体積含有率 V_v と各破壊モードにおける巨視的な強度特性との関係が研究されてきた。それらの研究からは、CFRP 積層板の弾性係数[4.1]、繊維方向圧縮強度[4.2]、繊維直交方向引張強度や圧縮強度[4.3-4.5]、曲げ強度[4.4-4.6]、層間せん断強度[4.4, 4.5, 4.7]などの強度特性がボイドによって低下し、その影響が V_v の増加に伴って大きくなることが明らかとなっている。

第 1 章にも述べたように、微視的な観点からは、近年、複合材料分野でも利用が拡大している X 線マイクロ CT (Computed Tomography; コンピュータ断層撮影法。以下、「X 線 CT」と記す。) により直接的に観察した CFRP 積層板内のボイドの 3 次元的な形状、寸法、分布状態などの特徴を踏まえて、ボイドと巨視的な観点での樹脂支配型の強度特性との関係が調べられている。例えば、硬化時の温度サイクル (キュアサイクル中の樹脂が低粘度になって余剰樹脂やボイドが押し出される温度での保持時間) の違いにより生成されるボイドについては、ボイドの体積含有率、形状や分布を踏まえて、ボイドと層間せん断強度との関係が評価されている[4.7]。一方向材 L 字型曲がり梁試験片を用いた 4 点曲げ試験と一方向材平板試験片を用いたショートビーム試験からは、ボイドが層間引張強度や層間せん断強度に及ぼす影響が示されている[4.8]。こうした成果から、X 線 CT による観察が、CFRP 積層板内のボイドの微視的特徴を捉えるのに有用であることが分かる。一方で、前者の研究では、層間せん断以外の負荷方向での強度特性との関

連は検討されていない。後者の研究では、X線CTによる観察から、強度に影響しやすい領域にある1つのボイドに着目し、そのボイドのCTデータを取り込んで作成したFEMモデルを用いた解析により強度への影響を示しているものの、強度低下が V_v の増加に伴って大きくなる傾向などについては、なお、解明の余地がある。したがって、CFRP積層板内におけるボイドの微視的な特徴を捉えた上で、負荷方向の違いに伴うボイドの影響の違いや、 V_v に伴う強度特性の差異を評価することができれば、ボイドがCFRP積層板強度に及ぼす影響についての力学的理解に貢献できるものと考えられる。

本章で評価する樹脂支配型強度については、トランスバースクラックや層間はく離といった微視的な初期破壊の発生と同時的に試験片レベルでの最終破壊に至ることが知られている。このため、第3章で評価したように、ひずみ集中の状況が初期破壊の発生に影響し、その状況が本章で述べる樹脂支配型の強度特性の低下に影響を及ぼすことが考えられる。このような考えから、第2章から第3章におけるトランスバースクラックの発生へのボイドの影響についての評価を踏まえながら、本章では、一般的な強度評価に用いる強度特性のうち、ボイドの影響が現れやすい樹脂支配型の強度について、試験による評価を行った。具体的には、一方向材平板試験片を用いた繊維直交方向引張強度試験やショートビームせん断強度試験、ならびに、一方向材のL字型曲がり梁試験片を用いた4点曲げ試験を実施して、試験片中のボイド体積含有率（以下、「 V_v 」と記す。）による繊維直交方向引張強度、層間せん断強度および層間引張強度への影響を評価した。これらの試験においては、意図的にボイドを発生させた試験片を用いたこと以外は、一般的な強度評価用データを取得するための公共の試験規格に準拠した。また、これらの試験片と同じ積層板からサンプルを切り出してX線CTによる観察を行い、CFRP積層板の成形時に生じるボイドの形状や分布に関する微視的特徴についての知見を得た。この結果に基づいて、ボイド周辺の応力状態が負荷方向によって異なる状況になるものと

考え、ボイドがそれぞれの負荷方向における強度に影響を及ぼす機構について検討した。

4.2 実験方法

4.2.1 ボイドの影響を評価するための実験方法の検討

これまでの研究[4.4, 4.9]や前章までの観察において、CFRP 積層板内に製造時欠陥として生じるボイドは、主に層間樹脂層に存在し、繊維方向に沿った細長い円柱状もしくは楕円球状であることが分かっている。本章では、ボイドによる樹脂支配型の強度への影響について評価するため、材料の樹脂支配型の基本的な強度特性のうち、面内・面外の繊維直交方向引張強度および層間せん断強度についての試験を実施することとした。具体的には、積層板の面内の強度特性として、繊維直交方向引張強度 (Transverse Tensile Strength; TTS) と層間せん断強度 (Inter-laminar Shear Strength; ILSS) について、90°引張強度試験とショートビームせん断強度試験により、それぞれ評価した。また、面外方向の層間引張強度 (Inter-laminar Tensile Strength; ILTS) について、L 字型曲がり梁試験片を用いた 4 点曲げ試験により評価した。

Fig. 4-1 にはボイドを細長い楕円球状として模式的に表し、上述の各強度に対応する積層板面内の繊維直交方向引張応力 (σ_x) と層間せん断応力 (τ_{xy})、面外の層間引張応力 (σ_y) に対する応力集中が標定となる箇所を併せて示した。ボイドを 2 次元的な円孔や楕円孔あるいは 3 次元的な球状や回転楕円体状の空隙として見ると、図の A, B, C の位置において各応力に対する応力集中係数が最大になることが知られており、その典型的な値はボイドの形状や荷重形態によって 4.4.2 項にて後述する Table 4-3 のようになる。したがって、TTS, ILSS, ILTS に対するボイドの影響は、こうしたボイドの形態に対する応力集中係数の違いによって異なる傾向を示すことが考えられる。このため、試験

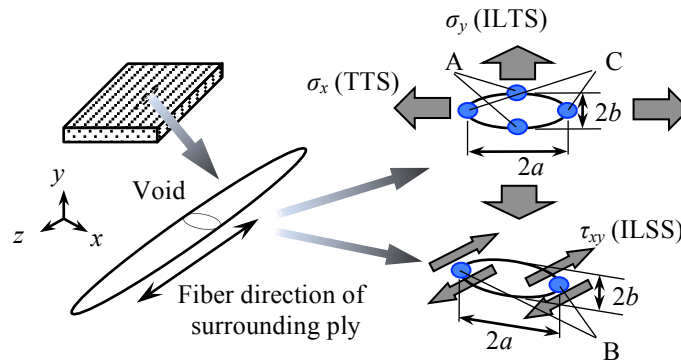


Fig. 4-1 Schematic relationship between void shape in CFRP laminate and locations of highest 2-dimensional stress concentrations for various loading directions.

によってボイドの有無や量に伴う強度低下の傾向を調べるとともに、そうした傾向について、X線CTを用いたボイドの形状や分布の観察結果と関連付けることとした。なお、ボイドの形状や荷重等の状況によっては、ボイドの長手（ z 軸）方向の端において、応力集中が最大になることも考えられるため、このような点にも注意して考察する。

4.2.2 材料および試験片用 CFRP 積層板の製作

各試験には、炭素繊維／エポキシプリプレグ UTS50/#135 (東邦テナックス，180℃硬化型，一方向材)を用いた。この材料の力学的特性[4.10]を Table 4-1 に示す。

TTS と ILSS の試験片は同じ積層板から切り出すこととし、 V_v ごとに 1 枚の積層板（約 330mm×230mm の平板）を製作した。ILTS 用には、 V_v ごとに L 字型の積層板 1 枚（湾曲部（R 部）の内側半径 6.4mm）を製作した。積層構成は、TTS/ILSS 試験用には $[0_{24}]$ ，ILTS 用には $[0_{16}]$ とした。公称板厚は、それぞれ 4.56mm，3.04mm である。積層板 1 枚ごとに硬化条件を意図的に変化させて、さまざまな V_v を持つ積層板を製作した。

Table 4-1 Mechanical properties of UTS50/#135 (UT500UP [4.10]).

Load	Environment	Strength (MPa)	Modulus (GPa)	Poisson's ratio	Failure strain (%)
Tension in 0°	DRY, 23°C	2,410	131	0.325	1.67
Tension in 90°	DRY, 23°C	60.3	8.61	0.022	0.75
ILSS (in 0°)	DRY, 23°C	105	-	-	-

各積層板について、超音波探傷によりボイドが巨視的スケールにおいて面内で一様に分布していることを確認した。ボイド体積含有率 V_v は、積層板の断面における光学顕微鏡による観察画像を二値化することにより識別されたボイドの断面積の合計の当該観察断面の全断面積に対する比率として定義した。ただし、積層板の製作の際は、ある V_v を目標として硬化条件を変化させるものの、結果として得られる積層板の V_v は超音波探傷で同等に見えていてもコンター表示内の幅を持つ。このため、各積層板について代表的な 2 断面（平板積層板では超音波探傷で見たボイド量が最大と最小の各断面、L 字型積層板では幅方向の中央付近と端部に近い各断面（R 部））における V_v の平均値をその積層板の V_v として表示することとした。 V_v の計測結果は Table 4-2 に示すとおりで、TTS/ILSS 用の 7 枚の平板積層板は $V_v=0, 1.0, 2.1, 2.7, 3.1, 4.6, 7.1\%$ 、ILTS 用の 7 枚の L 字型積層板は $V_v=0, 0.1, 1.1, 2.0, 4.3, 5.4, 6.0\%$ （R 部の V_v ）であった。ここで各積層板の V_v は Table 4-2 に示すような幅があることから、特に平板積層板から各試験用の試験片を切り出す際には、超音波探傷で同等と見える部分から切り出すように配慮した。ただし、平板の $V_v=2.1, 2.7, 3.1\%$ については V_v の範囲が相互に重なっており、試験片の切り出し位置によっては強度試験の結果に影響する可能性があることを、試験結果の評価において念頭に置くこととする。なお、L 字型積層板の R 部中央付近の V_v を Leg 部や R 部と Leg 部との接続部と比較したところ、 $V_v=0.1\%$ および 1.1% の積層板では R 部中央付

Table 4-2 Measured void volume fractions of CFRP laminates prepared in this study.

<Flat laminates>				<L-shaped curved laminates>			
Laminate No.	Measured V_v (%)			Laminate No.	Measured V_v (%)		
	Min *	Max *	Average		Center **	Edge **	Average
F-1	0.00	0.00	0.0	L-1	0.00	0.00	0.0
F-2	0.59	1.36	1.0	L-2	0.15	0.10	0.1
F-3	1.57	2.67	2.1	L-3	1.08	1.04	1.1
F-4	2.35	3.03	2.7	L-4	1.97	1.96	2.0
F-5	2.80	3.31	3.1	L-5	4.48	4.14	4.3
F-6	4.43	4.75	4.6	L-6	5.55	5.35	5.4
F-7	6.72	7.43	7.1	L-7	5.89	6.01	6.0

* Min and Max are the areas where in-plane V_v levels from ultrasonic inspection were seen as the minimum and maximum levels, respectively, in each laminate.

** Center and edge mean the locations of cross-sections for V_v measurements were width-wise center and edge, respectively, of the L-shaped curved laminates.

近の V_v が低かったものの、これら以外の積層板においては、R 部の中央付近と Leg 部や Leg 部との接続部の V_v は同等であった。

4.2.3 試験片および試験方法

4.2.3.1 繊維直交方向引張強度 (Transverse Tensile Strength; TTS)

Fig. 4-2 に TTS の試験片概要を示す。前節の要領により準備した 7 つの V_v の各積層板から、Fig. 4-2 に示す寸法の試験片を 4 体ずつ切り出して使用した。試験は、ASTM D3039 [4.11] に従って実施し、クロスヘッド速度 1mm/min で荷重を負荷した。試験機からの負荷荷重と変位の出力、および、試験片の中央両面に貼付した 2 軸ひずみゲージからの出力を記録した。

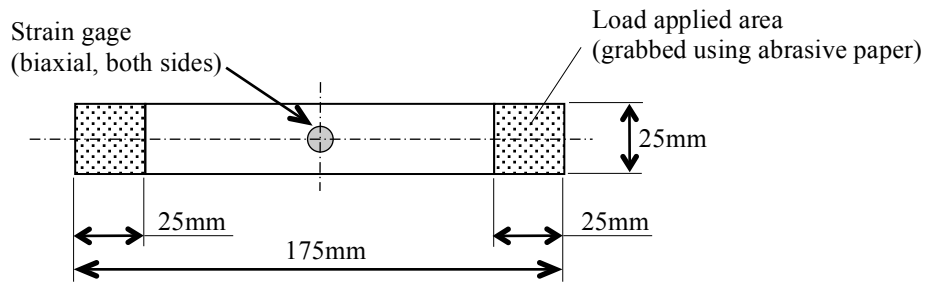


Fig. 4-2 Outline of specimen for transverse tensile strength (TTS) test.

4.2.3.2 層間せん断強度 (Inter-laminar Shear Strength; ILSS)

ILSS は, ASTM D2344 [4.12]に準拠したショートビーム強度試験により評価した. Fig. 4-3 に試験片と試験形態の概要を示す. 試験片は, TTS と同じ 7 つの積層板からそれぞれ 4 体を切り出した. 試験片の長さは, 試験規格に従って, 各積層板の板厚実測値 t に基づいた支持ピン間隔 $4t$ に, 支持ピン外側へのオーバーハング分を加えることにより決定した. 試験片の幅は 6.35mm, クロスヘッド速度は 1.27mm/min とし, 試験機からの負荷荷重の出力を記録した.

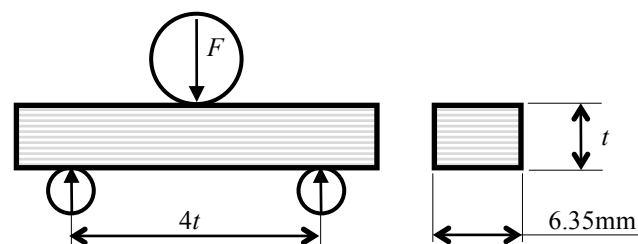


Fig. 4-3 Outline of specimen and test configuration for short-beam strength test for inter-laminar shear strength (ILSS).

4.2.3.3 面外方向層間引張強度 (Inter-laminar Tensile Strength; ILTS)

ILTS は、一方向材の L 字型曲がり梁試験片を用いて、ASTM D6415 [4.13] に準拠した 4 点曲げ試験により評価した。Fig. 4-4 に試験片と試験形態の概要を示す。試験機からの負荷荷重 P は 4 点の圧子から試験片 Leg 部への垂直荷重 P_b となり、試験片の上側 2 点の圧子間において純粋な曲げ荷重となる。このとき、試験片が一方向材であれば、R 部において層間引張強度が評価できる。試験片の寸法は、試験規格に従って、R 部の内側半径 $r_i=6.4\text{mm}$ 、幅 $w=25\text{mm}$ 、Leg 部長さ 50mm とし、7 枚の L 字型積層板から 3 体ず

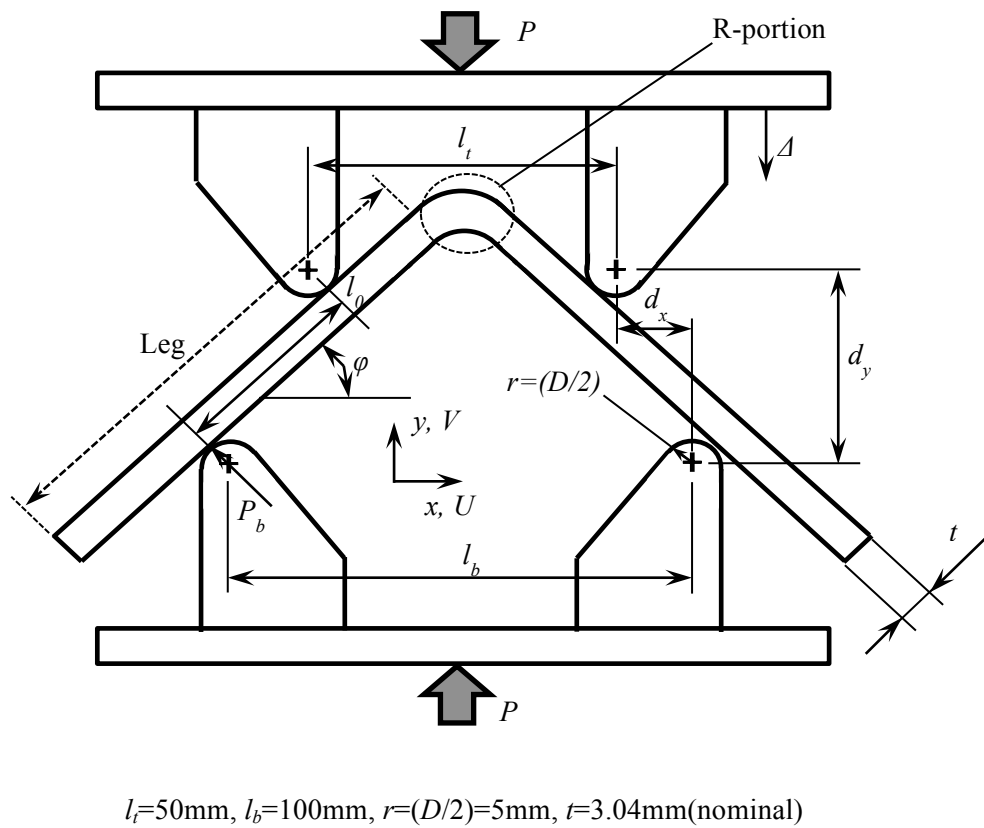


Fig. 4-4 Outline of curved beam four-point bending test for inter-laminar tensile strength (ILTS).

つ切り出して使用した。試験治具の支持ピン・負荷ピンについては、試験規格に示されるローラベアリングは装備していないが、ピンに替えて削り出しの圧子とすることで剛性を確保するとともに、試験片と接する部分について、表面仕上げへの配慮と PTFE テープ貼付により、目視ではあるが試験中に試験片と圧子との間での引っかかりが生じないことを確認し、摩擦による試験評価への影響の低減を図った。圧子の半径 r は試験規格における支持ピン・負荷ピンの直径 $D=10\text{mm}$ 相当の 5mm とした。

なお、予備試験により、上側の 2 つの圧子のスパンを試験規格どおりの $l_f=75\text{mm}$ とした場合、標定部位である R 部での破壊に至る前に、Leg 部の圧子位置において曲げ破壊することが判明した。このため、上側の圧子のスパンを $l_f=50\text{mm}$ に変更し、R 部が標定となって破壊が生じるようにした。試験時には、R 部を中心に試験片と圧子の位置が左右対称であること、左右それぞれの Leg 部が上下の圧子間で直線状であることを確認し、標定部に作用する曲げモーメントを圧子の相対位置に基づいて計算する後述の式(4.1)等の適用について問題ないものと判断した。

クロスヘッド速度は 1mm/min とし、試験機からの荷重 P とクロスヘッド変位 Δ の出力を記録した。ILTS については上記のデータと Fig. 4-4 の各パラメータから次の一連の式を用いて計算される。

上側の 2 つの圧子間に生じる純粋曲げモーメント M は、式(4.1)による[4.13]。上述のとおり、この試験における標定部である R 部には、この M のみが作用する。

$$M = P_b l_o = \left(\frac{P}{2 \cos \varphi} \right) \left(\frac{d_x}{\cos \varphi} + (D + t) \tan \varphi \right) \quad (4.1)$$

層間引張応力 σ_r は式(4.2)により式(4.1)の M を用いて計算でき[4.14]、破壊時点における σ_r がこの試験で評価する ILTS となる。

$$\sigma_r = -\frac{M}{w r_o^2 g} \left[1 - \frac{1-\rho^{\kappa+1}}{1-\rho^{2\kappa}} \left(\frac{r_m}{r_o} \right)^{\kappa-1} - \frac{1-\rho^{\kappa-1}}{1-\rho^{2\kappa}} \rho^{\kappa+1} \left(\frac{r_o}{r_m} \right)^{\kappa+1} \right] \quad (4.2)$$

g , κ , ρ , r_m は式(4.3)～(4.6)により計算される値であり, E_θ , E_r は R 部の θ 方向, r 方向の弾性係数, r_i , r_o は R 部の内側表面, 外側表面の半径である.

$$g = \frac{1-\rho^2}{2} - \frac{\kappa}{\kappa+1} \frac{(1-\rho^{\kappa+1})^2}{1-\rho^{2\kappa}} + \frac{\kappa\rho^2}{\kappa-1} \frac{(1-\rho^{\kappa-1})^2}{1-\rho^{2\kappa}} \quad (4.3)$$

$$\rho = \frac{r_i}{r_o} \quad (4.4)$$

$$\kappa = \sqrt{\frac{E_\theta}{E_r}} \quad (4.5)$$

$$r_m = \left[\frac{(1-\rho^{\kappa-1})(\kappa+1)(\rho r_o)^{\kappa+1}}{(1-\rho^{\kappa+1})(\kappa-1)r_o^{-(\kappa-1)}} \right]^{\frac{1}{2\kappa}} \quad (4.6)$$

4.2.4 積層板の X 線 CT による観察

CFRP 積層板中のボイドの形状や分布状態を X 線 CT により観察した. TTS/ILSS の積層板からは幅 3mm, ILSS 用と同じ長さの試験片を, ILTS の積層板からは R 部のみを切り出した試験片 (長さ 25mm (=ILTS 用試験片の幅)) をそれぞれ準備した.

第 3 章での X 線 CT と同様に, X 線投影画像は高解像度マイクロ CT スキャナ (SkyScan 1172, Bruker) により, 管電圧 100kV, 管電流 41 μ A で撮影した. X 線源と試験片の距離をできるだけ近づけるとともに, スキャン画像 (1 枚の X 線投影画像) のサイズを, TTS/ILSS の試験片では 2,000 $\times$ 1,336 ピクセル, ILTS の試験片では 4,000 $\times$ 2,672 ピクセルとして, 断面の直径が数十 μ m であるボイドを試験片断面全体の中で観察するのに適した 3.12 $\sim$ 5.15 μ m/pixel の解像度を得た. スキャン間の回転角ステップは 0.2 $\sim$ 0.25 $^\circ$ とし, 180 $^\circ$ もしくは 360 $^\circ$ のスキャン画像を取得した.

円錐形ビームによる X 線投影画像からの断層画像の再構成には, Feldkamp アルゴリズムに基づく画像再構成プログラム (SkyScan NRecon package, Bruker) を用いた. 再構成の際には, preview に示される円柱状の 3 次元断層画像から, 詳細の観察・評価に用いる断層画像データとする対象領域を切り出し, ボイドができるだけ明確に識別できるよ

うに濃淡レベルを調整した。再構成された CT 画像は、Viewer ソフト (DATAVIEWER, Bruker) を用いて評価した。また、ボイドの形状や分布に関する特徴は VGStudio MAX (Volume Graphics) を用いて抽出した。

4.3 試験結果

4.3.1 X 線 CT による観察結果

Fig. 4-5 に、平板積層板および L 字型積層板の R 部についての X 線 CT 画像の典型例を示す。同図の 3 次元透視図から分かるように、ボイドは平板中でも L 字型の R 部中でも繊維方向に長い円柱状や楕円球状である。このため、 0° 方向の繊維に沿った断面で見ると細長い形状に、 90° 方向の繊維に対して直交する断面で見ると円形もしくは楕円形 (円の集合体) に見える。また、断面図からはボイドが基本的には層間樹脂層 (層状に白っぽく見える領域) の中に分布していることが分かる。このようなボイドの形状や分布の様子は、これまでの研究における、他のプリプレグを用いた CFRP 積層板でも同様に観察されており [4.4, 4.9], 少なくともプリプレグを適用した CFRP 積層板において一般的なものであると考えることができる。したがって、これまでの研究 [4.9] でも示されているように、今回の平板積層板や L 字型積層板においても、ボイドは積層時に層間に取り込まれた空気や樹脂中の水分や揮発成分が原因となって細かい初期のボイドが生じ、硬化過程中的樹脂が流動する状態の時にそれらが結合するなどして、上記のような形状や分布になったものと考えられる。

上記の X 線 CT の 3 次元画像から、各平板積層板中の個々のボイドの寸法を VGStudio MAX の解析機能を用いて計測した。ボイド寸法は、Fig. 4-1 のように、試験片 (積層板) の幅方向、板厚方向、繊維方向をそれぞれ X 軸、Y 軸、Z 軸とした時に、ボイドに外接

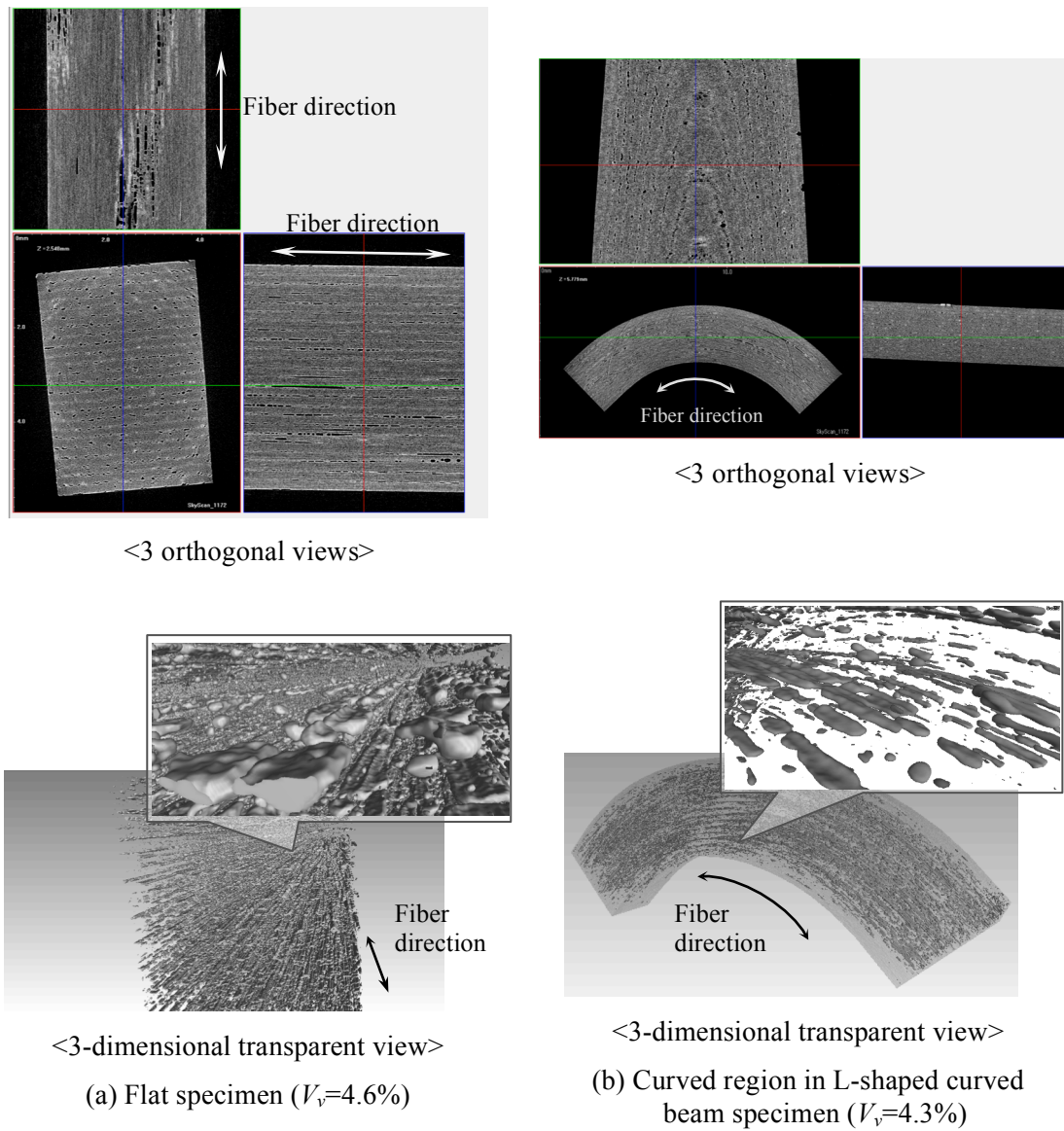


Fig. 4-5 Typical X-ray CT images of CFRP laminates including voids.

し、かつ、各座標軸に平行な辺をもつ直方体を考え、その直方体の各軸に平行な辺の長さとして順に a , b , c のように定義した (Fig.4-1 の 2a, 2b が、ここでの a , b に対応する)。計測結果の代表例として、アスペクト比 a/b の V_v ごとの平均値 (X 線 CT での観察範囲での標本平均) を Fig. 4-6 に示す。同図において、 V_v の増加に伴ってアスペクト

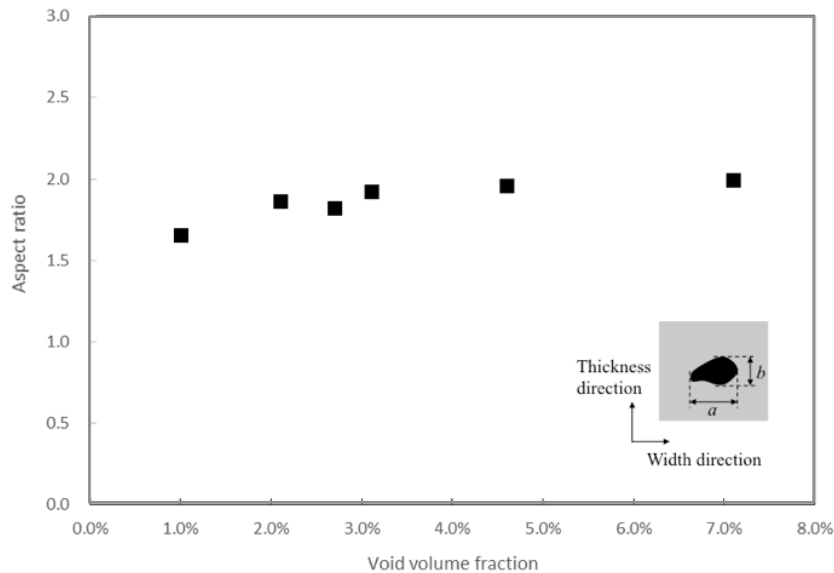


Fig. 4-6 Means of aspect ratio (a/b) of voids in CFRP laminates.

比 a/b がわずかながら大きくなる傾向が見られる点については、ボイドが多い場合に板厚方向の寸法 b はあまり変わらないのに対し、幅方向の寸法 a の大きいボイドが現れるようになったことが考えられる。それ以外は V_v による特段の傾向は見られなかった。

Fig. 4-7 には、代表的な 3 種類の V_v について、繊維方向に直交する断面におけるボイド形状を楕円形と見た場合の長軸/短軸のアスペクト比 a/b の確率分布を示す。結果として、アスペクト比の確率分布についても、 V_v による特段の傾向は見られなかった。先行研究において、ボイドのアスペクト比の確率分布は対数正規分布となることが報告されている[4.15]。このため、代表例として $V_v=3.1\%$ の計測結果について、対数正規分布と見て近似的に計算される累積分布関数と Fig. 4-7 の確率分布から求めた累積相対度数分布を比較したものを Fig. 4-8 に示す。同図よりボイドのアスペクト比の確率分布は先行研究の結果と近い傾向であったと見ることができる。

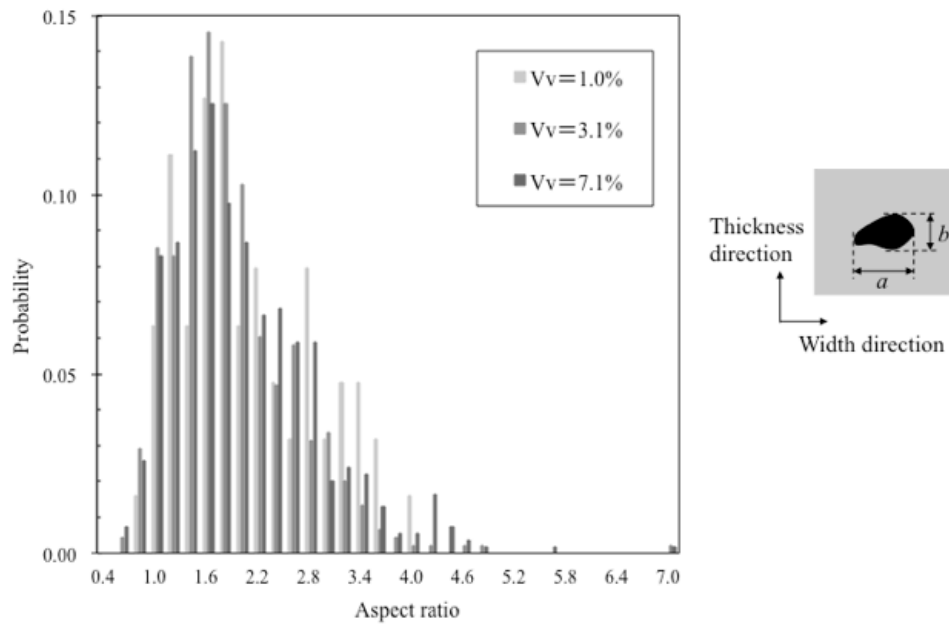


Fig. 4-7 Probabilistic distributions of aspect ratio (a/b) of voids in CFRP laminates.

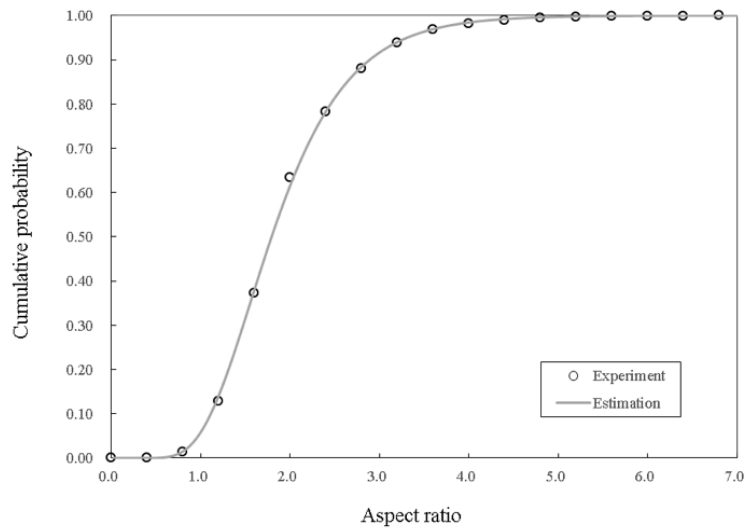


Fig. 4-8 Cumulative probability of aspect ratios (a/b) from X-ray CT observation of voids in CFRP laminates ($V_v=3.1\%$) and estimated cumulative distribution function assuming lognormal distribution.

4.3.2 強度試験結果

Fig. 4-9～Fig. 4-11 に TTS 試験時の応力-ひずみ線図, ILSS および ILTS の試験時の荷重-変位線図の代表例を示す. いずれも健全材 ($V_v=0\%$) と比較して同様の曲線形状を示す一方で, 破断点には V_v による差異が見られた. 試験片は, V_v にかかわらず, 基本的に, それぞれの試験における適切な標定位置・破壊モードで破壊したことが確認できた. TTS 試験の一部 (全 V_v 7 種 28 体中の V_v 5 種 5 体) では試験片把持部の端もしくはその近傍で破壊したものが見られたが, それらの試験結果の破壊荷重や応力は, 必ずしも各 V_v における最小値や特異値ではなく, V_v の多寡などによる傾向も見られなかった. したがって, 硬化条件を変化させたことにより樹脂特性が変化する可能性はあるものの, 試験片の塑性変形のしやすさや破壊モードを一見して分かるほど大きく変えてはいないと見られる. したがって, 以降の評価においては, 主にボイドの形状等の物理的な観

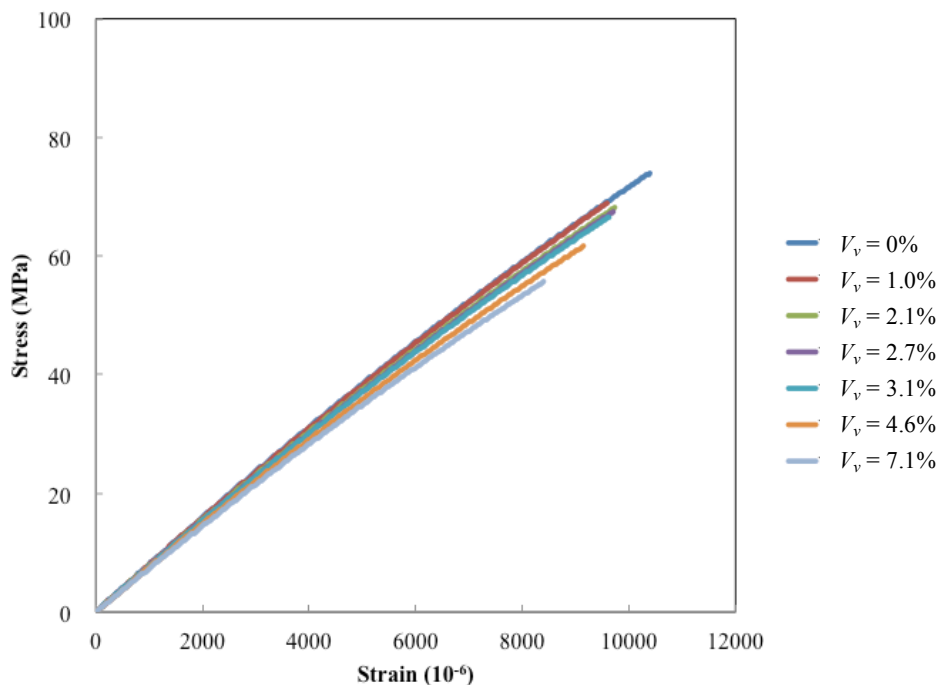


Fig. 4-9 Typical stress-strain curves of TTS test.

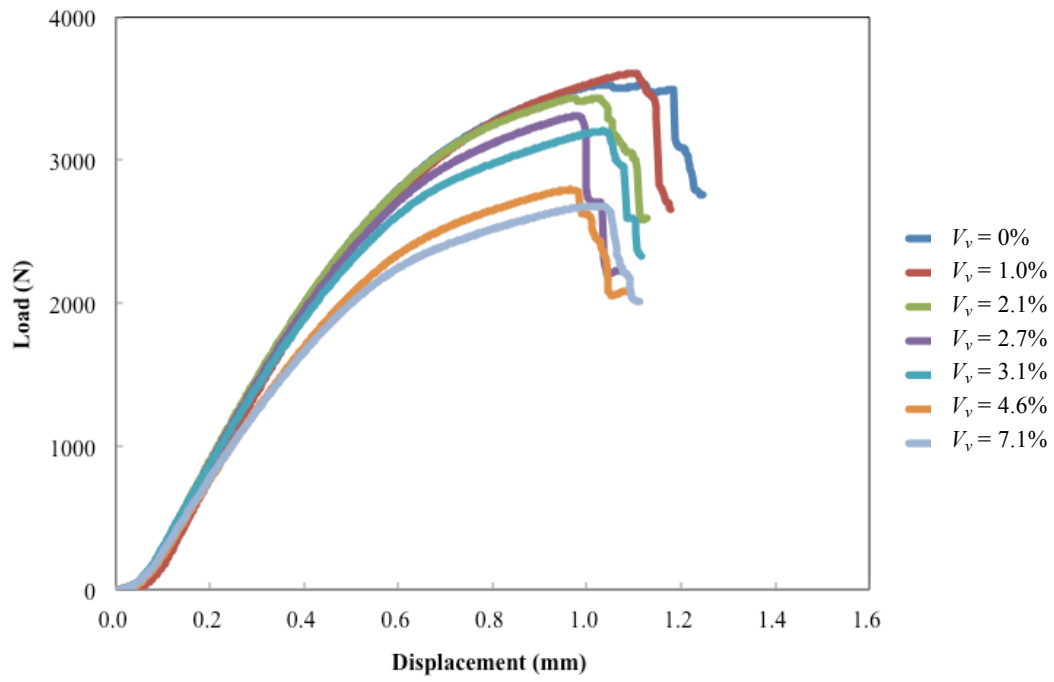


Fig. 4-10 Typical load-displacement curves of ILSS test.

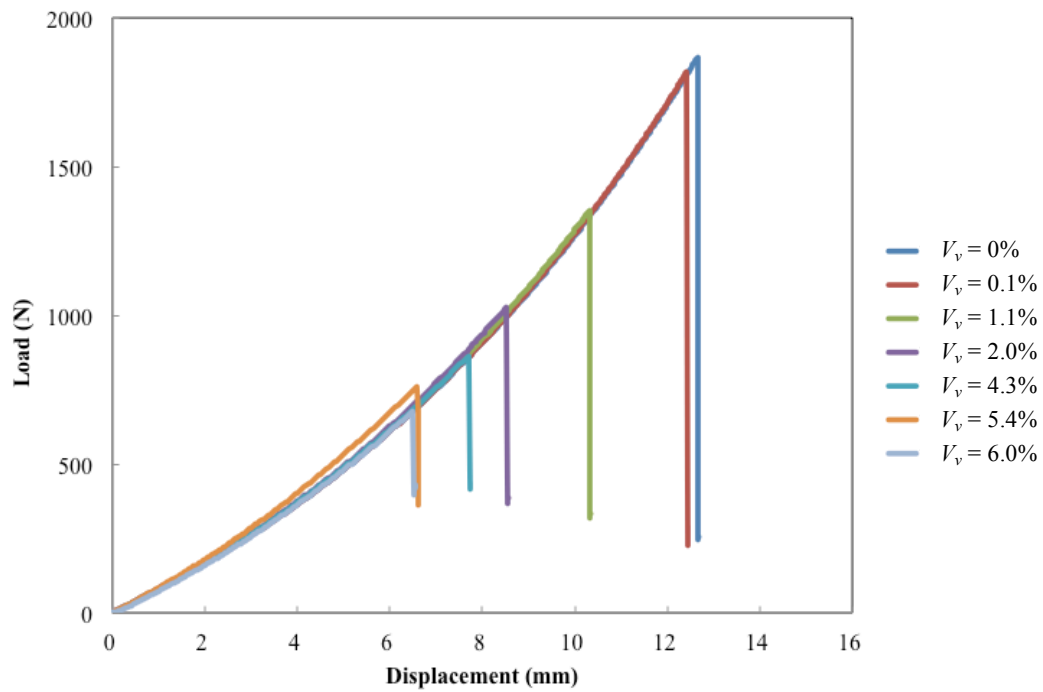


Fig. 4-11 Typical load-displacement curves of ILTS test.

察結果に基づいて、それらの強度への影響を評価することとする。

Fig. 4-12 に、 V_v に対する TTS, ILSS, ILTS の各強度の試験結果を変動係数 (Coefficient of variations; CV) とともに示す。同図では、 V_v に伴う強度低下の様子が各強度どうしで相互に比較できるように、各強度の $V_v=0\%$ での試験結果の平均値を基準値として無次元化した値を示してある。ここで、 $V_v=0\%$ の時の TTS や ILTS の CV が大きめの値となっている点について、試験方法は他の V_v の場合と全く同じであり、結果として得られた強度も、この材料として妥当なレベルであることから、試験片の把持状態などの偶発的な要因によるものと理解でき、試験片の品質や試験方法は問題が無いものとする。各強度とも V_v が大きいほど強度低下が大きい傾向にあるため、各強度についての近似直線 ($V_v=0\%$ で強度 100% を通る) を示した。同図から分かるように、TTS および ILSS

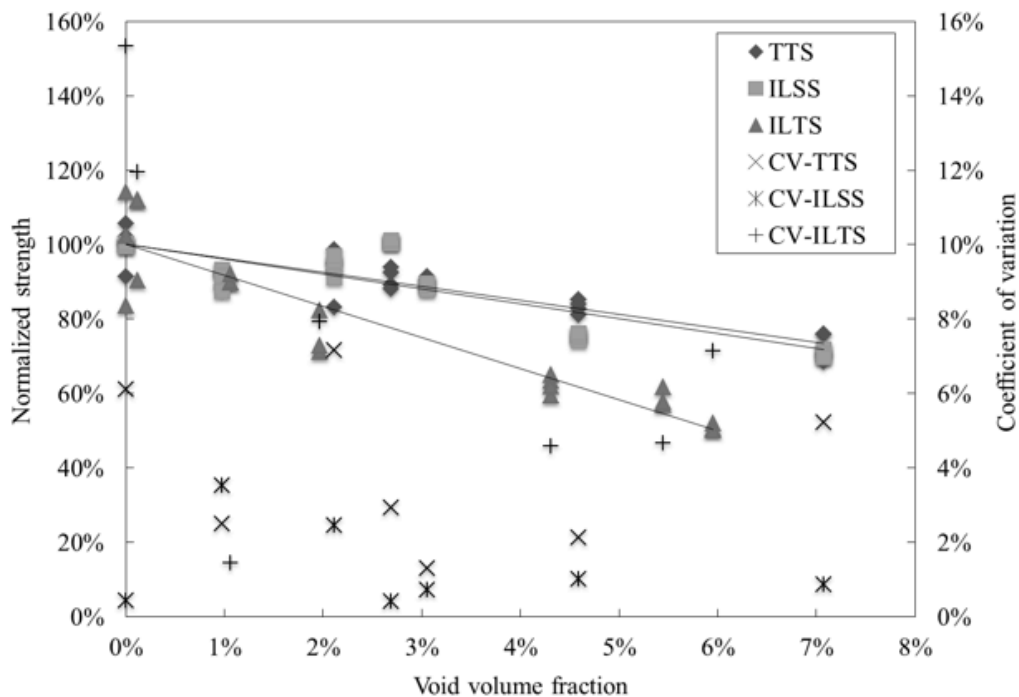


Fig. 4-12 V_v vs TTS, ILSS and ILTS results with CV of respective strengths.

は、 V_v の増加に伴って類似した傾向で減少し、両者とも $V_v=7.1\%$ では $V_v=0\%$ の場合に対して 30%近く減少した。一方、ILTS の V_v の増加に伴う減少傾向は、TTS や ILSS よりも大きく、 $V_v=6.0\%$ では $V_v=0\%$ の場合に対して 50%程度の減少であった。TTS や ILSS について、 $V_v=6.0\%$ の時の減少率を試験結果から内挿すると 25%程度であることから、ILTS ではその 2 倍程度の低下率であった。

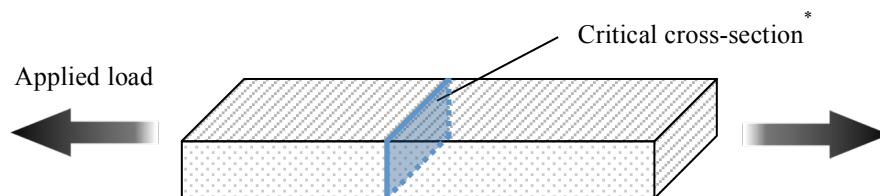
4.4 考察

4.3.1 項のボイドの形状や分布についての観察結果を踏まえ、4.3.2 項に示した V_v に伴う CFRP 積層板の強度低下について各強度試験における荷重伝達形態の観点から検討する。

4.4.1 荷重形態による標定領域に関する考察

4.4.1.1 繊維直交方向引張強度 (Transverse Tensile Strength; TTS)

TTS では、Fig. 4-13 に示すような荷重伝達の形態から、どの断面でも同じ引張荷重が作用するため、試験片の荷重方向に垂直な断面のうちの最弱断面で破断すると考えられ



*Weakest cross-section due to void contents and/or distributions

Fig. 4-13 Schematic of load transfer configuration and critical cross-section in TTS specimen.

る。強度試験後の試験片では、破断面とボイド位置の関係が明確には観察できなかったが、第 3 章で述べたように、ボイドありの場合、ボイド周りにひずみ集中が生じることが強度低下の要因となる。4.3.1 項において、ボイドは主に層間樹脂層の中に分布するものの、板厚方向、幅方向、繊維方向のいずれの方向も特定の箇所に集中せず、全体的にばらつく状況が確認されており、ボイドがランダムに分布した結果、局所的なボイドの密度や配置等が強度に不利な状態となった断面が最弱断面になると考えられる。一方、これも第 3 章で述べたように、ボイドなしの場合でも、樹脂リッチ領域などの材料内の不均一性がひずみ集中を生じる要因になりうるため、局所的な樹脂リッチ領域の密度や配置等が強度に不利な状態となった断面が最弱断面になることが考えられる。

4.4.1.2 層間せん断強度 (Inter-laminar Shear Strength; ILSS)

ILSS では、3 点曲げ試験の支点と負荷点の間の材料領域全体でせん断荷重を受ける。一様な材料の弾性範囲では、せん断応力は、この領域の中で板厚方向に放物線状に分布して板厚方向中心付近で最大になるため、Fig. 4-14 のハッチ部が強度上の標定領域となる。

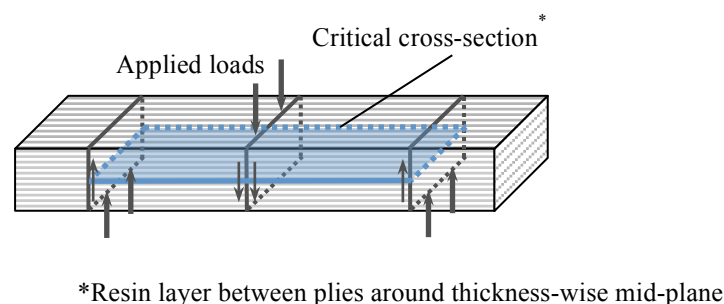


Fig. 4-14 Schematic of loading configuration and critical cross-section in ILSS specimen.

4.3.1 項の観察結果から、ボイドの有無にかかわらず、試験片の層どうしの間には薄い層間樹脂層が存在し、ボイドがある場合には、その層間樹脂層にボイドの多くが入っている状況が見られた。このため、ILSS については板厚方向中心付近の層間樹脂層が強度上の標定領域になると考えられる。

ILSS 試験片について、試験で生じたき裂に造影剤（ヨウ化亜鉛溶液）を浸透させて X 線 CT により観察した結果（ $V_v=2.1\%$ の例）を Fig. 4-15 に示す。また、同じ ILSS 試験片について、き裂の生じた箇所を切り出して破面を露出させ、走査型電子顕微鏡（SEM；JSM-6510，日本電子）により観察した結果（ $V_v=2.1\%$ の例）を Fig. 4-16 に示す。

Fig. 4-15 から、き裂が層間に発生し、かつ、ボイドを通過していることが観察された。き裂の発生順は明確には判別できなかったが、ある層間のき裂が別の層間に移る箇所でもボイドを通過しているように見える。Fig. 4-16 では、き裂が繊維と樹脂の界面を進展

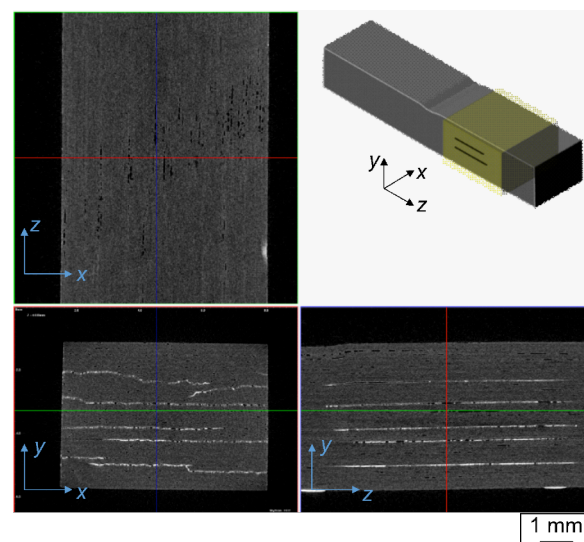


Fig. 4-15 Typical X-ray CT images of ILSS specimen after failure ($V_v=2.1\%$).

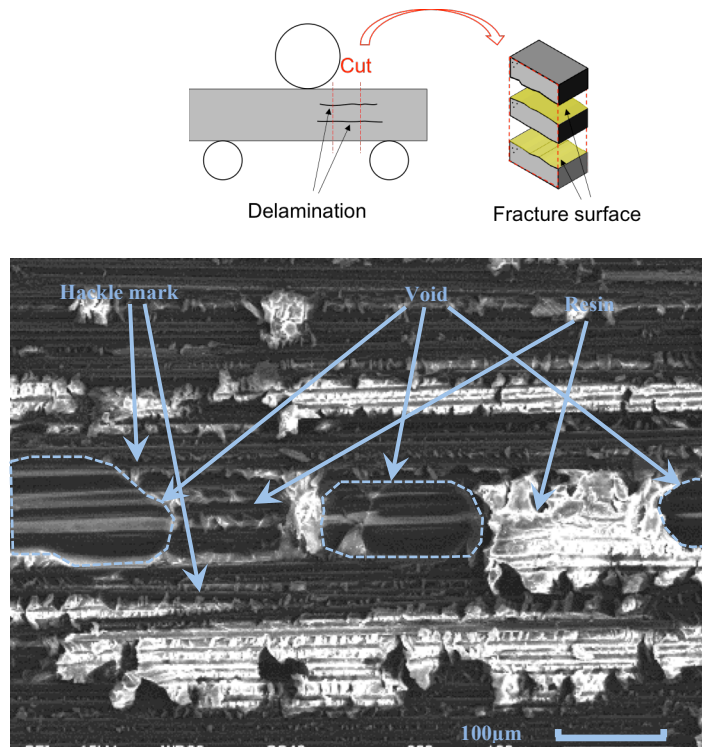


Fig. 4-16 SEM image of ILSS fracture surface ($V_v=2.1\%$).

したことが観察され、樹脂が残っている箇所ではハレーションが起きていることが確認できる。ボイドは、層間の樹脂の多い領域に形成されやすいため、ボイド付近では樹脂が残っている部分が多く観察された。また、樹脂の塑性変形が見られ、ハックルと呼ばれる樹脂の突起状の変形が形成されていることから、せん断破壊が生じていることが考えられる。き裂が複数の層間樹脂層にまたがって斜めに進展している箇所については、層間樹脂層内を進展している箇所と比べての特徴の違いは見られなかった。

強度とともに、Fig. 4-12 に示した CV については、TTS の CV が ILSS の CV より全体的に大きい結果となった。この傾向については、例えば、一枚の積層板から試験片を切り出した場合でもボイドや樹脂リッチ領域の偏在のような局所的な差異の影響を受け

やすく、 CV が大きくなったことが考えられる。一方、ILSS は、上記のとおり板厚方向中心付近の層間樹脂層が強度上の標定領域になるが、TTS に比べて偏在のような局所的な差異の影響は受けにくく、 CV が小さくなったことが考えられる。なお、 $V_v=1.0\sim 2.1\%$ において CV が他の V_v よりも大きめであったのは、Table 4-2 で示したように、積層板の代表断面で計測した V_v の値の幅が大きめであったことから、積層板の代表値の V_v と試験片ごとの V_v が若干ながら異なることなどに起因することが考えられる。

4.4.1.3 面外方向層間引張強度 (Inter-laminar Tensile Strength; ILTS)

Fig. 4-4 に概要を示した L 字型曲がり梁試験片の 4 点曲げ試験では、4 点の圧子のうちの内側にある上側 2 点の圧子の間において純粋な曲げモーメントが負荷される状態となり、今回適用したような一方向材の試験片では、標定となる円弧状の R 部において、面外方向の引張応力を評価できる[4.13]。この引張応力は板厚方向に分布があり、板厚方向中心よりやや内側付近で最大になるため、ここが強度上の標定領域となる[4.14]。このように標定領域が ILSS に似ている状況を踏まえると、 CV については ILSS と同様にボイドの偏在の影響は受けにくいと考えられる。しかしながら、試験片取付位置の圧子位置に対する微小なずれや、試験片の R 部の半径や板厚といった寸法誤差などのばらつき要因があつて、試験結果に影響しうることから、TTS や ILSS に比べて CV が大きめになったものと考えられる。

4.4.2 ボイド周りの応力集中係数に関する考察

4.3.1 項のボイドの形状や分布についての観察結果から、Fig. 4-1 に示したボイドの模式図が概ね妥当であることが確認できた。これを踏まえて、応力集中係数についての文献値[4.16, 4.17]から、ボイド周りの状況に近いものを Table 4-3 にまとめた。ここで、第

3 章で見たように、CFRP 積層板に荷重を負荷した際の微視的なひずみ分布において、ボイドがある場合に、ボイド周りのひずみ集中が実際に観察されたことに加え、ボイドがない場合でも、繊維配置の微視的な乱れや樹脂リッチ領域に伴うひずみ集中も観察されている。このため、Table 4-3 にはボイドのような完全に材料の存在しない孔や空隙に伴う応力集中係数(No.1-1~5)に加えて、弾性率に差のある介在物(樹脂リッチ領域相当)に伴う応力集中係数(No.6)も示した。

Table 4-3 Typical stress concentration factors around circular or elliptical holes and spherical or spheroid cavity.

No.	Hole/cavity shape	Loading	Stress concentration factor α^{*1}	Definition of α^{*1} conditions, etc.*1	Remarks*2
1-1 1-2	2D elliptical hole	In-plane uniform tension	$\alpha=5$ for $a/b=2$ $\alpha=2$ for $a/b=0.5$	$\alpha=1+2a/b$	Fig. 4-1 C Fig. 4-1 A
2	3D spherical cavity	Uniform tension	$\alpha=2.045$ for $\nu=0.3$	$\alpha=(27-15\nu)/(14-10\nu)$	Fig. 4-1 A, C
3	3D spherical cavity	Uniform shear	$\alpha=1.91$ for $\nu=0.3$	$\alpha=15(1-\nu)/(7-5\nu)$	Fig. 4-1 B
4	3D spheroid cavity	Uniform tension	$\alpha=3.33$	$a/b=2$	Fig. 4-1 C
5	3D spheroid cavity	Uniform shear	$\alpha=2.84$	$\nu=0.3$	Fig. 4-1 B
6	3D spheroid inclusion	Uniform tension	$\alpha=1.544$	$EI/EM=0.5,$ $a/b=2$	

*1 α : stress concentration factor, a , b : major or minor axis of elliptical cross-section of void, ν : Poisson's ratio, EI : Young's modulus of inclusion, EM : Young's modulus of matrix.

*2 Critical locations of similar (corresponding) stress concentrations are shown in Fig. 4-1.

Fig. 4-5 のようなボイド形状の観察結果に基づくとボイドを破壊力学におけるき裂(先端半径 $\rho \rightarrow 0$) として見る必要はないと考えられる。一方で、CFRP 積層板中の微小な欠陥であることから、破壊力学的な観点からみた場合の応力集中の状況を確認しておく。すなわち、仮に、ボイドを有限値の切欠き先端半径 ρ を持つ鋭い切欠きとして見た場合、Fig. 4-1 の C と B の位置における荷重状態に相当するモード I およびモード III

の切欠き先端の最大応力 σ_{max} , τ_{max} はそれぞれ近似的に応力拡大係数 K_I , K_{III} および切欠き先端半径 ρ を用いて次のように表される[4.18].

$$\sigma_{max} \approx 2K_I/\sqrt{\pi\rho} \quad (4.7)$$

$$\tau_{max} \approx K_{III}/\sqrt{\pi\rho} \quad (4.8)$$

この切欠き長さが $2a$ で、無限遠方においてそれぞれ一様応力 σ_y^∞ , τ_{yz}^∞ を受けるものとするとき応力拡大係数 K_I , K_{III} は次のとおりとなる.

$$K_I = \sigma_y^\infty \sqrt{\pi a} \quad (4.9)$$

$$K_{III} = \tau_{yz}^\infty \sqrt{\pi a} \quad (4.10)$$

式(4.9), (4.10)をそれぞれ式(4.7), (4.8)に代入すると、最大応力 σ_{max} , τ_{max} は次のように表される.

$$\sigma_{max} \approx 2\sigma_y^\infty \sqrt{a/\rho} \quad (4.11)$$

$$\tau_{max} \approx \tau_{yz}^\infty \sqrt{a/\rho} \quad (4.12)$$

式(4.11), (4.12)は最大応力 σ_{max} , τ_{max} と無限遠方における一様応力 σ_y^∞ , τ_{yz}^∞ との関係を示し、係数 $2\sqrt{a/\rho}$ と $\sqrt{a/\rho}$ がそれぞれの応力状態に対する応力集中係数にあたる. この関係から、同一の孔周りでもモード I 的な荷重に対する応力集中係数はモード III 的な荷重に対する応力集中係数の 2 倍程度であることが分かる. これは Fig. 4-1 の C と B のように同じボイドの同じ位置における荷重形態の違いによる応力集中係数の違いに相当するが、これらの応力集中係数の典型的な値は Table 4-3 の No.1-1 と No.3 のとおり 2 倍程度の関係になっている. この状況から、破壊力学的な観点から見た場合でも、ボイド周りの応力状態について Table 4-3 に示したような応力集中係数を用いた検討が概ね妥当であると考えることができる.

4.4.2.1 TTS と ILSS の強度低下率に関する評価

TTS と ILSS の試験結果の比較においては、同一の積層板から切り出した試験片を使用していることから、両試験結果は V_v の強度低下率への影響度も含めて、基本的には、荷重形態の違いのみに伴うものと考えることができる。

4.4.1 項の考察から、TTS と ILSS について、標定となる領域やボイドの分布に伴う影響の受け方は異なるものの、基本的には標定領域内にある V_v に対して比例的に強度が低下するものと考えられた。また、Table 4-3 より、TTS と ILSS に近いと考えられる 3 次元球状空窩や 3 次元回転楕円体状空窩についての一様引張と一様せん断に対する応力集中係数（それぞれ No.2 と 4, No.3 と 5）が似通った値になっていることから、 V_v と応力集中係数を考慮した場合の強度低下率として、TTS と ILSS で似通った結果となったことが示唆される。

4.4.2.2 ILSS と ILTS の強度低下率に関する評価

ILSS と ILTS の試験においては、別々の積層板から切り出した試験片を使用しているものの、X 線 CT の観察結果からボイドの形態や分布に関して概ね共通する状況が確認されている。したがって、両試験の結果についても、 V_v の強度低下率への影響度も含めて、基本的には、荷重形態の違いのみに伴うものと考えることができる。ここでも 4.4.1 項の考察から ILSS と ILTS について、基本的には標定領域内にある V_v に対して比例的に強度が低下するものと考えられる。また、Table 4-3 より、ILSS と ILTS に近いと考えられる 2 次元楕円孔 ($a/b=2$ の場合) / 2 次元円孔や 3 次元球状空窩における応力集中係数を見ると引張の方がせん断よりも高い傾向になっていることから、 V_v と応力集中係数を考慮した場合に、ILSS よりも ILTS の方が強度低下率として高い結果となったことが示唆される。

4.4.3 V_v による強度への影響の原因

4.3.2 項の試験結果では、各強度とも V_v の増加に伴って概ね線形的に低下する傾向が見られたため、この原因を考察する。まず、ボイドは荷重を伝達すべき材料が V_v の分だけ存在しない領域であるため、ボイドがない場合に比べて V_v 分だけ強度が低下する。あるいは、4.4.1 項にて述べたように荷重形態によって標定となる局所的な領域がある場合にその領域内での V_v を考えると、積層板全体で評価した場合の V_v よりも大きい値となるため、結果としてより大きな強度低下になり得る。次に、4.3.1 項で観察されたボイドの形態から、各荷重形態について Fig. 4-1 の A～C に示したような位置において最大の応力集中が生じ、その応力集中係数に応じた強度低下につながると考えられる。

Fig. 4-12 に示した TTS, ILSS, ILTS の近似直線の傾きは V_v に伴う強度低下率に相当すると考えることができ、それぞれ、-3.8, -4.0, -8.3 であった。一方、各荷重状態に対応する応力集中係数が 2～5 程度（Table 4-3 参照）であることから、上記の強度低下率の荷重形態による基本的な傾向については、ボイドに伴う応力集中が一因となっていることが考えられる。加えて、第3章で見たように、ボイドの近傍での応力集中に伴って早期に樹脂の局所的な塑性変形が始まると、弾性範囲では応力集中と同様に生じていたひずみ集中が、塑性範囲ではさらに大きくなり、 V_v に伴う強度低下を助長すると考えられる。逆に、局所的な塑性変形が始まると、その領域での応力集中は緩和され、弾性範囲にある他の領域への荷重の再配分が生じる。このため、 V_v に伴う強度低下率のうちの多くの部分が、このようなボイド周辺での複雑な応力・ひずみ状態の結果として現れることが示唆される。

なお、CFRP 積層板の強度に影響する因子としては、繊維・樹脂界面の強度やボイドよりも小さいレベルの樹脂中の欠陥なども考えられるため、 V_v に伴う強度低下をより詳

細に検討するには、これらの因子に対するボイドの影響なども検討する必要があると考えられる。

4.5 結言

本章では、製造時欠陥として意図的にボイドを発生させた CFRP 積層板試験片を用いて、ボイドの影響が現れやすい樹脂支配型の強度について試験により評価した。また、X 線 CT による CFRP 積層板内部の観察を行い、ボイドの形状や分布に関する特徴についての知見を得て、強度との関連を検討した。

X 線 CT 観察の結果、CFRP 積層板の外形が平板か L 字型（R 部）にかかわらず、ボイドは繊維方向に細長い円柱もしくは回転楕円体（円柱の集合体）状であり、基本的には層間樹脂層に多く分布していた。このようなボイドの形状や分布の様子は、先行研究における他のプリプレグを用いた CFRP 積層板と同様であった。

樹脂支配型強度として、繊維直交方向引張強度（TTS）、層間せん断強度（ILSS）、層間引張強度（ILTS）へのボイドによる影響を評価した。いずれの強度も V_v の増加に伴って、概略線形的に低下する傾向が見られた。TTS と ILSS の V_v に対する強度低下率がほぼ同等であったのに対し、ILTS の強度低下率は TTS や ILSS に対して 2 倍程度のレベルであり、ボイドの影響が負荷方向により異なることが分かった。これらの強度低下率の差異には、ボイドの形状と負荷方向との関係に起因する応力集中係数の差異の寄与が大きいことが示唆された。なお、いずれの強度についても、ボイド体積含有率 V_v の増加に伴って低下した点については、数学モデルによる定量的な評価が必要と考える。

参考文献

- [4.1] Hernández, S.; Sket, F.; Molina-Aldareguía, J.M.; González, C.; LLorca, J. Effect of curing cycle on void distribution and interlaminar shear strength in polymer-matrix composites. *Composites Science and Technology*. 2011, vol. 71, p. 1331-1341.
- [4.2] Hancox, N.L. The compression strength of unidirectional carbon fibre reinforced plastic. *Journal of Materials Science*. 1975, vol. 10, p. 234-242.
- [4.3] Harper, B.D.; Staab, G.H.; Chen, R.S. A note on the effects of voids upon the hygral and mechanical properties of AS4/3502 graphite/epoxy. *Journal of Composite Materials*. 1987, vol. 21, p. 280-289.
- [4.4] Olivier, P.; Cottu, J.P.; Ferret, B. Effects of cure cycle pressure and voids on some mechanical properties of carbon/epoxy laminates. *Composites*. 1995, vol. 26, no. 7, p. 509-515.
- [4.5] Talreja, Ramesh; Singh, Chandra Veer. *Damage and failure of composite materials*. Cambridge University Press, 2012, p. 291-298.
- [4.6] Ye, Lin; Friedrich, Klaus; Kästel, Joachim; Mai, Yiu-Wing. Consolidation of unidirectional CF/PEEK composites from commingled yarn prepreg. *Composites Science and Technology*. 1995, vol. 54, p. 349-358.
- [4.7] Hancox, N.L. The effects of flaws and voids on the shear properties of CFRP. *Journal of Materials Science*. 1977, vol. 12, p. 884-892.
- [4.8] Nikishkov, Yuri; Seon, Guillaume; Makeev, Andrew. Structural analysis of composites with porosity defects based on X-ray computed tomography. *Journal of Composite Materials*. 2014, vol. 48, issue 17, p. 2131–2144.
- [4.9] Huang, Hansong; Talreja, Ramesh. Effects of void geometry on elastic properties of unidirectional fiber reinforced composites. *Composites Science and Technology*. 2005, vol. 65, issue 13, p. 1964-1981.
- [4.10] 日本航空機開発協会. 複合材料強度評価データベース. 2000 年. (CD-ROM)

- [4.11] ASTM D3039/D3039M-08: 2008. Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials. ASTM International, West Conshohocken, PA.
- [4.12] ASTM D2344/D2344M-00(2006): 2006. Standard Test Method for Short-Beam Strength of Polymer Matrix Composite Materials and Their Laminates. ASTM International, West Conshohocken, PA.
- [4.13] ASTM D6415/D6415M-06ae1: 2006. Standard Test Method for Measuring the Curved Beam Strength of a Fiber-Reinforced Polymer-Matrix Composite. ASTM International, West Conshohocken, PA.
- [4.14] Lekhnitskii, S.G. Anisotropic plates. Translation from the second Russian edition of Anizotropnye plastinki, Gordon & breach science publishers inc., Philadelphia, PA, U.S.A. 1968. Tsai, S.W.; Cheron T., trans.
- [4.15] Hsu, David K.; Uhl, Kevin M. A Morphological study of porosity defects in graphite-epoxy composites. Springer science+business media, New York, NY, U.S.A. 1987. p. 1175-1184. Review of progress in quantitative nondestructive evaluation book series (RPQN, volume 6 A). Thompson D.O. et al. (eds.).
- [4.16] 西田正孝. 応力集中増補版, 森北出版, 1973.
- [4.17] 村上敬宜. 応力集中の考え方, 養賢堂, 2009.
- [4.18] 岡村弘之. 線形破壊力学入門. 培風館, 1976. 破壊力学と材料力学講座 1.

第 5 章 ボイド形状の特徴と樹脂支配型強度への ボイドの影響のモデル化

5.1 緒言

CFRP 構造の品質保証において、部材内部のボイドの有無や量については、製造時欠陥の一つとして、超音波検査を用いて評価されることが通例となっている[5.1]. 従来、この超音波検査では、ボイド体積含有率という指標を用いて、材料内部のボイド量が、超音波の材料への入射波に対する透過波あるいは反射波の減衰率との間の相関に基づいて評価されている[5.2, 5.3]. 過去の多くの研究では、このように評価されたボイド体積含有率と CFRP の強度の関係が実験的に研究されてきた[5.4-5.8]. これらの研究では、CFRP 内部のボイドは、特に、繊維直交方向引張強度や層間せん断強度、層間引張強度といった樹脂支配型強度を大きく低下させることが報告されている。樹脂支配型強度とは、マトリクス破壊を主な破壊モードとする負荷形態における強度を指す。一方で、このボイド体積含有率と強度低下率の関係に注目すると、同一のボイド体積含有率であっても、負荷形態によって強度低下量は必ずしも同じではなく[5.5]、ボイド体積含有率を用いた単純な複合則を強度低下量の予測に適用することはできない。

前章では、成形条件の差異により意図的にボイドを内部に導入した試験片を用いて、上記の樹脂支配型強度の低下量に及ぼすボイド体積含有率の影響を調べた。Fig. 5-1 (Fig. 4-12 の再掲) に示すように、いずれの強度も、ボイド体積含有率の増加に伴って低下したが、その低下量は負荷形態によって異なっていた。これは、負荷形態によって、ボイドが周囲の材料に対して異なる応力集中効果をもたらしたためであると考察したが、詳細なモデル化は行っていない。ボイド量と強度低下量を関係づける一つの仮説として、

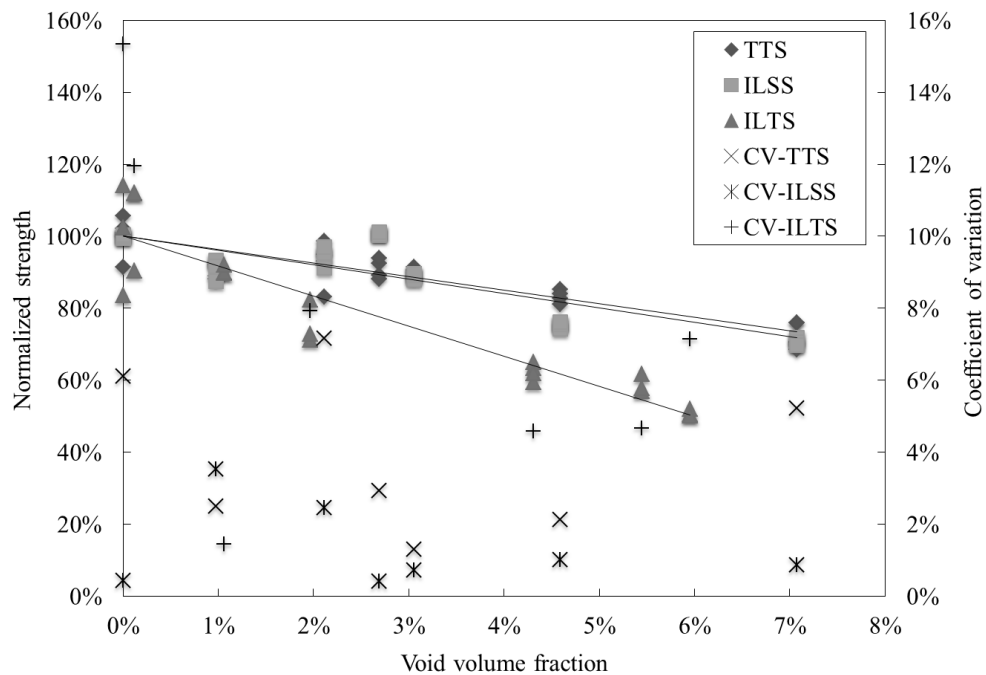


Fig. 5-1 V_v vs TTS, ILSS and ILTS results with CV of respective strengths.

(TTS; Transverse tensile strength, ILSS; Inter-laminar shear strength, ILTS; Inter-laminar tensile strength)

Note: Each test result was normalized using the averages of respective strengths for $V_v=0\%$.

ボイドによる応力集中効果の総和に応じて強度低下が生じる可能性が考えられる。応力集中効果は、主にボイドの寸法的特徴に依存すると考えられることから、本章ではこの観点からの詳細な検討を目的とした。

一つのアプローチとして、CFRP 内部に形成されたボイドを可視化する手法により、その寸法や形状の特徴を定量化することで、ボイドのアスペクト比のようなパラメータと応力集中の関係について注目する方法が考えられる。近年、高解像度 X 線 CT

(Computed Tomography) とその画像処理技術の発展により、CFRP 内部のボイドを非破壊かつ 3 次元的に可視化できるようになってきた。この方法を用いると、従来の超音

波検査では得られなかった、ボイドの分布状況や個々のボイドの寸法と形状が詳細に同定できる。

これらの情報は、例えば、ボイドの分布状況と損傷発生との関係を実験的に調べる上で役立つ。一例として、Lambert ら[5.9]は、ボイドを含む GFRP 積層板に対する引張—圧縮疲労試験を実施し、その前後で X 線 CT 撮影を行うことで、ボイドと疲労破壊発生メカニズムの関係性を調べている。一方、X 線 CT 画像から得られたボイドの 3 次元形状情報を用いて、直接的にイメージベースで有限要素モデルを構築することで、ボイドによる応力集中効果について解析された例もある。Nikishkov ら[5.7]や Seon ら[5.10]は、ボイドを含む試験片に対して屈曲はり 4 点曲げ試験を実施して層間引張強度へのボイドの影響を調査した。試験前後での X 線 CT 画像を基に、破壊起点と予想されるボイドを同定し、その一つのボイドを有限要素モデルに組み込んで解析を実施して破壊荷重を予測する方法を提案した。

しかしながら、これらの過去の研究では、破壊起点と考えられるボイドを観察結果から仮定した検討となっている。一方で、実際に既定の成形条件からの差異により形成したボイドは CFRP 内部に多数存在する。したがって、上述の成果からは、ボイドの増加に伴って、強度低下が大きくなる点が十分には説明されない。多数の欠陥と強度の関係については、従来、例えば CFRP の繊維における欠陥と引張強度の関係においては最弱リンク仮説に基づくワイブルモデル[5.11]が適用されてきた[5.12]。これにより強度の体積依存性が表現される。樹脂支配型強度についても脆性的な破壊様相を示すことから、この考え方を応用して、強度の体積依存性を整理することが試みられてきた[5.13-5.19]。ここで、ボイドは大きさ、位置、形状等の状況によって、必ずしも破壊の起点となる欠陥にはならないことから、周囲の材料に応力分布を生じさせる応力集中源として影響するものと仮定する。ボイドの寸法や形状に依存して応力集中効果やその効果の及ぶ範囲

は異なることから、CFRP 内部に形成された多数のボイドの応力集中効果と強度低下との関係について、実際にボイドの寸法や形状を同定した上で検討することが重要である。

そこで本章では、CFRP 一方向積層板に形成されたボイドの材料内での分布や寸法、形状を X 線 CT により統計的に整理するとともに、ボイドによる応力集中効果が CFRP 樹脂支配型強度低下に与える影響についてワイブルモデルを用いてモデル化した。まず、5.2 節では、第 4 章にてボイド体積含有率と強度低下の関係について調査した CFRP 一方向積層板から切り出した試験片に対して、3 次元的にボイドの寸法や形状、位置といった特徴量を測定した。主な傾向は第 4 章に述べたが、本章では、統計的分析を加えることで、ボイド寸法の統計的特徴について明らかにすることを目的とした。次に、5.3 節では、測定結果に見られたボイドの特徴を踏まえたうえで、各ボイドが引き起こす応力集中領域の体積が強度低下に寄与すると仮定することで、ボイドによる応力集中効果と強度低下の関係についてモデル化した。ここでは、破壊の標定部における応力分布がおおよそ無視できる繊維直交方向引張強度 (Fig. 5-1 における TTS) に対して、モデル化を実施した。

5.2 ボイドの寸法と形状の実験的計測

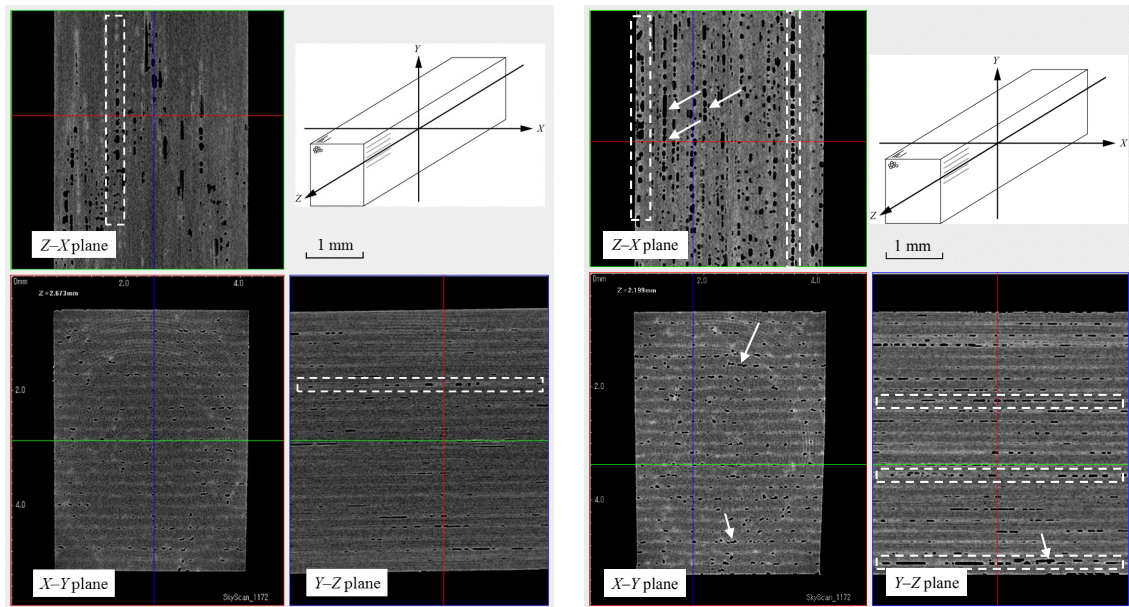
5.2.1 X 線 CT 撮影

第 4 章の実験に使用したのと同じ CFRP 一方向平板[0₂₄]について、X 線 CT によりボイドを観察するため、幅 3mm、長さ 20~30mm の試験片を切り出した。積層板は炭素繊維と 180°C 硬化のエポキシ樹脂で構成されるプリプレグ UTS50/#135 (東邦テナックス) を成形したものである。積層板内部のボイドは、成形条件を意図的に変化させることにより導入しており、ボイド体積含有率は 0 %, 1.0 %, 2.1 %, 2.7 %, 3.1 %, 4.6 %, 5.1 %, 5.6 %, 6.1 %, 6.6 %, 7.1 %, 7.6 %, 8.1 %, 8.6 %, 9.1 %, 9.6 %, 10.1 %, 10.6 %, 11.1 %, 11.6 %, 12.1 %, 12.6 %, 13.1 %, 13.6 %, 14.1 %, 14.6 %, 15.1 %, 15.6 %, 16.1 %, 16.6 %, 17.1 %, 17.6 %, 18.1 %, 18.6 %, 19.1 %, 19.6 %, 20.1 %, 20.6 %, 21.1 %, 21.6 %, 22.1 %, 22.6 %, 23.1 %, 23.6 %, 24.1 %, 24.6 %, 25.1 %, 25.6 %, 26.1 %, 26.6 %, 27.1 %, 27.6 %, 28.1 %, 28.6 %, 29.1 %, 29.6 %, 30.1 %, 30.6 %, 31.1 %, 31.6 %, 32.1 %, 32.6 %, 33.1 %, 33.6 %, 34.1 %, 34.6 %, 35.1 %, 35.6 %, 36.1 %, 36.6 %, 37.1 %, 37.6 %, 38.1 %, 38.6 %, 39.1 %, 39.6 %, 40.1 %, 40.6 %, 41.1 %, 41.6 %, 42.1 %, 42.6 %, 43.1 %, 43.6 %, 44.1 %, 44.6 %, 45.1 %, 45.6 %, 46.1 %, 46.6 %, 47.1 %, 47.6 %, 48.1 %, 48.6 %, 49.1 %, 49.6 %, 50.1 %, 50.6 %, 51.1 %, 51.6 %, 52.1 %, 52.6 %, 53.1 %, 53.6 %, 54.1 %, 54.6 %, 55.1 %, 55.6 %, 56.1 %, 56.6 %, 57.1 %, 57.6 %, 58.1 %, 58.6 %, 59.1 %, 59.6 %, 60.1 %, 60.6 %, 61.1 %, 61.6 %, 62.1 %, 62.6 %, 63.1 %, 63.6 %, 64.1 %, 64.6 %, 65.1 %, 65.6 %, 66.1 %, 66.6 %, 67.1 %, 67.6 %, 68.1 %, 68.6 %, 69.1 %, 69.6 %, 70.1 %, 70.6 %, 71.1 %, 71.6 %, 72.1 %, 72.6 %, 73.1 %, 73.6 %, 74.1 %, 74.6 %, 75.1 %, 75.6 %, 76.1 %, 76.6 %, 77.1 %, 77.6 %, 78.1 %, 78.6 %, 79.1 %, 79.6 %, 80.1 %, 80.6 %, 81.1 %, 81.6 %, 82.1 %, 82.6 %, 83.1 %, 83.6 %, 84.1 %, 84.6 %, 85.1 %, 85.6 %, 86.1 %, 86.6 %, 87.1 %, 87.6 %, 88.1 %, 88.6 %, 89.1 %, 89.6 %, 90.1 %, 90.6 %, 91.1 %, 91.6 %, 92.1 %, 92.6 %, 93.1 %, 93.6 %, 94.1 %, 94.6 %, 95.1 %, 95.6 %, 96.1 %, 96.6 %, 97.1 %, 97.6 %, 98.1 %, 98.6 %, 99.1 %, 99.6 %, 100.1 %, 100.6 %, 101.1 %, 101.6 %, 102.1 %, 102.6 %, 103.1 %, 103.6 %, 104.1 %, 104.6 %, 105.1 %, 105.6 %, 106.1 %, 106.6 %, 107.1 %, 107.6 %, 108.1 %, 108.6 %, 109.1 %, 109.6 %, 110.1 %, 110.6 %, 111.1 %, 111.6 %, 112.1 %, 112.6 %, 113.1 %, 113.6 %, 114.1 %, 114.6 %, 115.1 %, 115.6 %, 116.1 %, 116.6 %, 117.1 %, 117.6 %, 118.1 %, 118.6 %, 119.1 %, 119.6 %, 120.1 %, 120.6 %, 121.1 %, 121.6 %, 122.1 %, 122.6 %, 123.1 %, 123.6 %, 124.1 %, 124.6 %, 125.1 %, 125.6 %, 126.1 %, 126.6 %, 127.1 %, 127.6 %, 128.1 %, 128.6 %, 129.1 %, 129.6 %, 130.1 %, 130.6 %, 131.1 %, 131.6 %, 132.1 %, 132.6 %, 133.1 %, 133.6 %, 134.1 %, 134.6 %, 135.1 %, 135.6 %, 136.1 %, 136.6 %, 137.1 %, 137.6 %, 138.1 %, 138.6 %, 139.1 %, 139.6 %, 140.1 %, 140.6 %, 141.1 %, 141.6 %, 142.1 %, 142.6 %, 143.1 %, 143.6 %, 144.1 %, 144.6 %, 145.1 %, 145.6 %, 146.1 %, 146.6 %, 147.1 %, 147.6 %, 148.1 %, 148.6 %, 149.1 %, 149.6 %, 150.1 %, 150.6 %, 151.1 %, 151.6 %, 152.1 %, 152.6 %, 153.1 %, 153.6 %, 154.1 %, 154.6 %, 155.1 %, 155.6 %, 156.1 %, 156.6 %, 157.1 %, 157.6 %, 158.1 %, 158.6 %, 159.1 %, 159.6 %, 160.1 %, 160.6 %, 161.1 %, 161.6 %, 162.1 %, 162.6 %, 163.1 %, 163.6 %, 164.1 %, 164.6 %, 165.1 %, 165.6 %, 166.1 %, 166.6 %, 167.1 %, 167.6 %, 168.1 %, 168.6 %, 169.1 %, 169.6 %, 170.1 %, 170.6 %, 171.1 %, 171.6 %, 172.1 %, 172.6 %, 173.1 %, 173.6 %, 174.1 %, 174.6 %, 175.1 %, 175.6 %, 176.1 %, 176.6 %, 177.1 %, 177.6 %, 178.1 %, 178.6 %, 179.1 %, 179.6 %, 180.1 %, 180.6 %, 181.1 %, 181.6 %, 182.1 %, 182.6 %, 183.1 %, 183.6 %, 184.1 %, 184.6 %, 185.1 %, 185.6 %, 186.1 %, 186.6 %, 187.1 %, 187.6 %, 188.1 %, 188.6 %, 189.1 %, 189.6 %, 190.1 %, 190.6 %, 191.1 %, 191.6 %, 192.1 %, 192.6 %, 193.1 %, 193.6 %, 194.1 %, 194.6 %, 195.1 %, 195.6 %, 196.1 %, 196.6 %, 197.1 %, 197.6 %, 198.1 %, 198.6 %, 199.1 %, 199.6 %, 200.1 %, 200.6 %, 201.1 %, 201.6 %, 202.1 %, 202.6 %, 203.1 %, 203.6 %, 204.1 %, 204.6 %, 205.1 %, 205.6 %, 206.1 %, 206.6 %, 207.1 %, 207.6 %, 208.1 %, 208.6 %, 209.1 %, 209.6 %, 210.1 %, 210.6 %, 211.1 %, 211.6 %, 212.1 %, 212.6 %, 213.1 %, 213.6 %, 214.1 %, 214.6 %, 215.1 %, 215.6 %, 216.1 %, 216.6 %, 217.1 %, 217.6 %, 218.1 %, 218.6 %, 219.1 %, 219.6 %, 220.1 %, 220.6 %, 221.1 %, 221.6 %, 222.1 %, 222.6 %, 223.1 %, 223.6 %, 224.1 %, 224.6 %, 225.1 %, 225.6 %, 226.1 %, 226.6 %, 227.1 %, 227.6 %, 228.1 %, 228.6 %, 229.1 %, 229.6 %, 230.1 %, 230.6 %, 231.1 %, 231.6 %, 232.1 %, 232.6 %, 233.1 %, 233.6 %, 234.1 %, 234.6 %, 235.1 %, 235.6 %, 236.1 %, 236.6 %, 237.1 %, 237.6 %, 238.1 %, 238.6 %, 239.1 %, 239.6 %, 240.1 %, 240.6 %, 241.1 %, 241.6 %, 242.1 %, 242.6 %, 243.1 %, 243.6 %, 244.1 %, 244.6 %, 245.1 %, 245.6 %, 246.1 %, 246.6 %, 247.1 %, 247.6 %, 248.1 %, 248.6 %, 249.1 %, 249.6 %, 250.1 %, 250.6 %, 251.1 %, 251.6 %, 252.1 %, 252.6 %, 253.1 %, 253.6 %, 254.1 %, 254.6 %, 255.1 %, 255.6 %, 256.1 %, 256.6 %, 257.1 %, 257.6 %, 258.1 %, 258.6 %, 259.1 %, 259.6 %, 260.1 %, 260.6 %, 261.1 %, 261.6 %, 262.1 %, 262.6 %, 263.1 %, 263.6 %, 264.1 %, 264.6 %, 265.1 %, 265.6 %, 266.1 %, 266.6 %, 267.1 %, 267.6 %, 268.1 %, 268.6 %, 269.1 %, 269.6 %, 270.1 %, 270.6 %, 271.1 %, 271.6 %, 272.1 %, 272.6 %, 273.1 %, 273.6 %, 274.1 %, 274.6 %, 275.1 %, 275.6 %, 276.1 %, 276.6 %, 277.1 %, 277.6 %, 278.1 %, 278.6 %, 279.1 %, 279.6 %, 280.1 %, 280.6 %, 281.1 %, 281.6 %, 282.1 %, 282.6 %, 283.1 %, 283.6 %, 284.1 %, 284.6 %, 285.1 %, 285.6 %, 286.1 %, 286.6 %, 287.1 %, 287.6 %, 288.1 %, 288.6 %, 289.1 %, 289.6 %, 290.1 %, 290.6 %, 291.1 %, 291.6 %, 292.1 %, 292.6 %, 293.1 %, 293.6 %, 294.1 %, 294.6 %, 295.1 %, 295.6 %, 296.1 %, 296.6 %, 297.1 %, 297.6 %, 298.1 %, 298.6 %, 299.1 %, 299.6 %, 300.1 %, 300.6 %, 301.1 %, 301.6 %, 302.1 %, 302.6 %, 303.1 %, 303.6 %, 304.1 %, 304.6 %, 305.1 %, 305.6 %, 306.1 %, 306.6 %, 307.1 %, 307.6 %, 308.1 %, 308.6 %, 309.1 %, 309.6 %, 310.1 %, 310.6 %, 311.1 %, 311.6 %, 312.1 %, 312.6 %, 313.1 %, 313.6 %, 314.1 %, 314.6 %, 315.1 %, 315.6 %, 316.1 %, 316.6 %, 317.1 %, 317.6 %, 318.1 %, 318.6 %, 319.1 %, 319.6 %, 320.1 %, 320.6 %, 321.1 %, 321.6 %, 322.1 %, 322.6 %, 323.1 %, 323.6 %, 324.1 %, 324.6 %, 325.1 %, 325.6 %, 326.1 %, 326.6 %, 327.1 %, 327.6 %, 328.1 %, 328.6 %, 329.1 %, 329.6 %, 330.1 %, 330.6 %, 331.1 %, 331.6 %, 332.1 %, 332.6 %, 333.1 %, 333.6 %, 334.1 %, 334.6 %, 335.1 %, 335.6 %, 336.1 %, 336.6 %, 337.1 %, 337.6 %, 338.1 %, 338.6 %, 339.1 %, 339.6 %, 340.1 %, 340.6 %, 341.1 %, 341.6 %, 342.1 %, 342.6 %, 343.1 %, 343.6 %, 344.1 %, 344.6 %, 345.1 %, 345.6 %, 346.1 %, 346.6 %, 347.1 %, 347.6 %, 348.1 %, 348.6 %, 349.1 %, 349.6 %, 350.1 %, 350.6 %, 351.1 %, 351.6 %, 352.1 %, 352.6 %, 353.1 %, 353.6 %, 354.1 %, 354.6 %, 355.1 %, 355.6 %, 356.1 %, 356.6 %, 357.1 %, 357.6 %, 358.1 %, 358.6 %, 359.1 %, 359.6 %, 360.1 %, 360.6 %, 361.1 %, 361.6 %, 362.1 %, 362.6 %, 363.1 %, 363.6 %, 364.1 %, 364.6 %, 365.1 %, 365.6 %, 366.1 %, 366.6 %, 367.1 %, 367.6 %, 368.1 %, 368.6 %, 369.1 %, 369.6 %, 370.1 %, 370.6 %, 371.1 %, 371.6 %, 372.1 %, 372.6 %, 373.1 %, 373.6 %, 374.1 %, 374.6 %, 375.1 %, 375.6 %, 376.1 %, 376.6 %, 377.1 %, 377.6 %, 378.1 %, 378.6 %, 379.1 %, 379.6 %, 380.1 %, 380.6 %, 381.1 %, 381.6 %, 382.1 %, 382.6 %, 383.1 %, 383.6 %, 384.1 %, 384.6 %, 385.1 %, 385.6 %, 386.1 %, 386.6 %, 387.1 %, 387.6 %, 388.1 %, 388.6 %, 389.1 %, 389.6 %, 390.1 %, 390.6 %, 391.1 %, 391.6 %, 392.1 %, 392.6 %, 393.1 %, 393.6 %, 394.1 %, 394.6 %, 395.1 %, 395.6 %, 396.1 %, 396.6 %, 397.1 %, 397.6 %, 398.1 %, 398.6 %, 399.1 %, 399.6 %, 400.1 %, 400.6 %, 401.1 %, 401.6 %, 402.1 %, 402.6 %, 403.1 %, 403.6 %, 404.1 %, 404.6 %, 405.1 %, 405.6 %, 406.1 %, 406.6 %, 407.1 %, 407.6 %, 408.1 %, 408.6 %, 409.1 %, 409.6 %, 410.1 %, 410.6 %, 411.1 %, 411.6 %, 412.1 %, 412.6 %, 413.1 %, 413.6 %, 414.1 %, 414.6 %, 415.1 %, 415.6 %, 416.1 %, 416.6 %, 417.1 %, 417.6 %, 418.1 %, 418.6 %, 419.1 %, 419.6 %, 420.1 %, 420.6 %, 421.1 %, 421.6 %, 422.1 %, 422.6 %, 423.1 %, 423.6 %, 424.1 %, 424.6 %, 425.1 %, 425.6 %, 426.1 %, 426.6 %, 427.1 %, 427.6 %, 428.1 %, 428.6 %, 429.1 %, 429.6 %, 430.1 %, 430.6 %, 431.1 %, 431.6 %, 432.1 %, 432.6 %, 433.1 %, 433.6 %, 434.1 %, 434.6 %, 435.1 %, 435.6 %, 436.1 %, 436.6 %, 437.1 %, 437.6 %, 438.1 %, 438.6 %, 439.1 %, 439.6 %, 440.1 %, 440.6 %, 441.1 %, 441.6 %, 442.1 %, 442.6 %, 443.1 %, 443.6 %, 444.1 %, 444.6 %, 445.1 %, 445.6 %, 446.1 %, 446.6 %, 447.1 %, 447.6 %, 448.1 %, 448.6 %, 449.1 %, 449.6 %, 450.1 %, 450.6 %, 451.1 %, 451.6 %, 452.1 %, 452.6 %, 453.1 %, 453.6 %, 454.1 %, 454.6 %, 455.1 %, 455.6 %, 456.1 %, 456.6 %, 457.1 %, 457.6 %, 458.1 %, 458.6 %, 459.1 %, 459.6 %, 460.1 %, 460.6 %, 461.1 %, 461.6 %, 462.1 %, 462.6 %, 463.1 %, 463.6 %, 464.1 %, 464.6 %, 465.1 %, 465.6 %, 466.1 %, 466.6 %, 467.1 %, 467.6 %, 468.1 %, 468.6 %, 469.1 %, 469.6 %, 470.1 %, 470.6 %, 471.1 %, 471.6 %, 472.1 %, 472.6 %, 473.1 %, 473.6 %, 474.1 %, 474.6 %, 475.1 %, 475.6 %, 476.1 %, 476.6 %, 477.1 %, 477.6 %, 478.1 %, 478.6 %, 479.1 %, 479.6 %, 480.1 %, 480.6 %, 481.1 %, 481.6 %, 482.1 %, 482.6 %, 483.1 %, 483.6 %, 484.1 %, 484.6 %, 485.1 %, 485.6 %, 486.1 %, 486.6 %, 487.1 %, 487.6 %, 488.1 %, 488.6 %, 489.1 %, 489.6 %, 490.1 %, 490.6 %, 491.1 %, 491.6 %, 492.1 %, 492.6 %, 493.1 %, 493.6 %, 494.1 %, 494.6 %, 495.1 %, 495.6 %, 496.1 %, 496.6 %, 497.1 %, 497.6 %, 498.1 %, 498.6 %, 499.1 %, 499.6 %, 500.1 %, 500.6 %, 501.1 %, 501.6 %, 502.1 %, 502.6 %, 503.1 %, 503.6 %, 504.1 %, 504.6 %, 505.1 %, 505.6 %, 506.1 %, 506.6 %, 507.1 %, 507.6 %, 508.1 %, 508.6 %, 509.1 %, 509.6 %, 510.1 %, 510.6 %, 511.1 %, 511.6 %, 512.1 %, 512.6 %, 513.1 %, 513.6 %, 514.1 %, 514.6 %, 515.1 %, 515.6 %, 516.1 %, 516.6 %, 517.1 %, 517.6 %, 518.1 %, 518.6 %, 519.1 %, 519.6 %, 520.1 %, 520.6 %, 521.1 %, 521.6 %, 522.1 %, 522.6 %, 523.1 %, 523.6 %, 524.1 %, 524.6 %, 525.1 %, 525.6 %, 526.1 %, 526.6 %, 527.1 %, 527.6 %, 528.1 %, 528.6 %, 529.1 %, 529.6 %, 530.1 %, 530.6 %, 531.1 %, 531.6 %, 532.1 %, 532.6 %, 533.1 %, 533.6 %, 534.1 %, 534.6 %, 535.1 %, 535.6 %, 536.1 %, 536.6 %, 537.1 %, 537.6 %, 538.1 %, 538.6 %, 539.1 %, 539.6 %, 540.1 %, 540.6 %, 541.1 %, 541.6 %, 542.1 %, 542.6 %, 543.1 %, 543.6 %, 544.1 %, 544.6 %, 545.1 %, 545.6 %, 546.1 %, 546.6 %, 547.1 %, 547.6 %, 548.1 %, 548.6 %, 549.1 %, 549.6 %, 550.1 %, 550.6 %, 551.1 %, 551.6 %, 552.1 %, 552.6 %, 553.1 %, 553.6 %, 554.1 %, 554.6 %, 555.1 %, 555.6 %, 556.1 %, 556.6 %, 557.1 %, 557.6 %, 558.1 %, 558.6 %, 559.1 %, 559.6 %, 560.1 %, 560.6 %, 561.1 %, 561.6 %, 562.1 %, 562.6 %, 563.1 %, 563.6 %, 564.1 %, 564.6 %, 565.1 %, 565.6 %, 566.1 %, 566.6 %, 567.1 %, 567.6 %, 568.1 %, 568.6 %, 569.1 %, 569.6 %, 570.1 %, 570.6 %, 571.1 %, 571.6 %, 572.1 %, 572.6 %, 573.1 %, 573.6 %, 574.1 %, 574.6 %, 575.1 %, 575.6 %, 576.1 %, 576.6 %, 577.1 %, 577.6 %, 578.1 %, 578.6 %, 579.1 %, 579.6 %, 580.1 %, 580.6 %, 581.1 %, 581.6 %, 582.1 %, 582.6 %, 583.1 %, 583.6 %, 584.1 %, 584.6 %, 585.1 %, 585.6 %, 586.1 %, 586.6 %, 587.1 %, 587.6 %, 588.1 %, 588.6 %, 589.1 %, 589.6 %, 590.1 %, 590.6 %, 591.1 %, 591.6 %, 592.1 %, 592.6 %, 593.1 %, 593.6 %, 594.1 %, 594.6 %, 595.1 %, 595.6 %, 596.1 %, 596.6 %, 597.1 %, 597.6 %, 598.1 %, 598.6 %, 599.1 %, 599.6 %, 600.1 %, 600.6 %, 601.1 %, 601.6 %, 602.1 %, 602.6 %, 603.1 %, 603.6 %, 604.1 %, 604.6 %, 605.1 %, 605.6 %, 606.1 %, 606.6 %, 607.1 %, 607.6 %, 608.1 %, 608.6 %, 609.1 %, 609.6 %, 610.1 %, 610.6 %, 611.1 %, 611.6 %, 612.1 %, 612.6 %, 613.1 %, 613.6 %, 614.1 %, 614.6 %, 615.1 %, 615.6 %, 616.1 %, 616.6 %, 617.1 %, 617.6 %, 618.1 %, 618.6 %, 619.1 %, 619.6 %, 620.1 %, 620.6 %, 621.1 %, 621.6 %, 622.1 %, 622.6 %, 623.1 %, 623.6 %, 624.1 %, 624.6 %, 625.1 %, 625.6 %, 626.1 %, 626.6 %, 627.1 %, 627.6 %, 628.1 %, 628.6 %, 629.1 %, 629.6 %, 630.1 %, 630.6 %, 631.1 %, 631.6 %, 632.1 %, 632.6 %, 633.1 %, 633.6 %, 634.1 %, 634.6 %, 635.1 %, 635.6 %, 636.1 %, 636.6 %, 637.1 %, 637.6 %, 638.1 %, 638.6 %, 639.1 %, 639.6 %, 640.1 %, 640.6 %, 641.1 %, 641.6 %, 642.1 %, 642.6 %, 643.1 %, 643.6 %, 644.1 %, 644.6 %, 645.1 %, 645.6 %, 646.1 %, 646.6 %, 647.1 %, 647.6 %, 648.1 %, 648.6 %, 649.1 %, 649.6 %, 650.1 %, 650.6 %, 651.1 %, 651.6 %, 652.1 %, 652.6 %, 653.1 %, 653.6 %, 654.1 %, 654.6 %, 655.1 %, 655.6 %, 656.1 %, 656.6 %, 657.1 %, 657.6 %, 658.1 %, 658.6 %, 659.1 %, 659.6 %, 660.1 %, 660.6 %, 661.1 %, 661.6 %, 662.1 %, 662.6 %, 663.1 %, 663.6 %, 664.1 %, 664.6 %, 665.1 %, 665.6 %, 666.1 %, 666.6 %, 667.1 %, 667.6 %, 668.1 %, 668.6 %, 669.1 %, 669.6 %, 670.1 %, 670.6 %, 671.1 %, 671.6 %, 672.1 %, 672.6 %, 673.1 %, 673.6 %, 674.1 %, 674.6 %, 675.1 %, 675.6 %, 676.1 %, 676.6 %, 677.1 %, 677.6 %, 678.1 %, 678.6 %, 679.1 %, 679.6 %, 680.1 %, 680.6 %, 681.1 %, 681.6 %, 682.1 %, 682.6 %, 683.1 %, 683.6 %, 684.1 %, 684.6 %, 685.1 %, 685.6 %, 686.1 %, 686.6 %, 687.1 %, 687.6 %, 688.1 %, 688.6 %, 689.1 %, 689.6 %, 690.1 %, 690.6 %, 691.1 %, 691.6 %, 692.1 %, 692.6 %, 693.1 %, 693.6 %, 694.1 %, 694.6 %, 695.1 %, 695.6 %, 696.1 %, 696.6 %, 697.1 %, 697.6 %, 698.1 %, 698.6 %, 699.1 %, 699.6 %, 700.1 %, 700.6 %, 701.1 %, 701.6 %, 702.1 %, 702.6 %, 703.1 %, 703.6 %, 704.1 %, 704.6 %, 705.1 %, 705.6 %, 706.1 %, 706.6 %, 707.1 %, 707.6 %, 708.1 %, 708.6 %, 709.1 %, 709.6 %, 710.1 %, 710.6 %, 711.1 %, 711.6 %, 712.1 %, 712.6 %, 713.1 %, 713.6 %, 714.1 %, 714.6 %, 715.1 %, 715.6 %, 716.1 %, 716.6 %, 717.1 %, 717.6 %, 718.1 %, 718.6 %, 719.1 %, 719.6 %, 720.1 %, 720.6 %, 721.1 %, 721.6 %, 722.1 %, 722.6 %, 723.1 %, 723.6 %, 724.1 %, 724.6 %, 725.1 %, 725.6 %, 726.1 %, 726.6 %, 727.1 %, 727.6 %, 728.1 %, 728.6 %, 729.1 %, 729.6 %, 730.1 %, 730.6 %, 731.1 %, 731.6 %, 732.1 %, 732.6 %, 733.1 %, 733.6 %, 734.1 %, 734.6 %, 735.1 %, 735.6 %, 736.1 %, 736.6 %, 737.1 %, 737.6 %, 738.1 %, 738.6 %, 739.1 %, 739.6 %, 740.1 %, 740.6 %, 741.1 %, 741.6 %, 742.1 %, 742.6 %, 743.1 %, 743.6 %, 744.1 %, 744.6 %, 745.1 %, 745.6 %, 746.1 %, 746.6 %, 747.1 %, 747.6 %, 748.1 %, 748.6 %, 749.1 %, 749.6 %, 750.1 %, 750.6 %, 751.1 %, 751.6 %, 752.1 %, 752.6 %, 753.1 %, 753.6 %, 754.1 %, 754.6 %, 755.1 %, 755.6 %, 756.1 %, 756.6 %, 757.1 %, 757.6 %, 758.1 %, 758.6 %, 759.1 %, 759.6 %, 760.1 %, 760.6 %, 761.1 %, 761.6 %, 762.1 %, 762.6 %, 763.1 %, 763.6 %, 764.1 %, 764.6 %, 765.1 %, 765.6 %, 766.1 %, 766.6 %, 767.1 %, 767.6 %, 768.1 %, 768.6 %, 769.1 %, 769.6 %, 770.1 %, 770.6 %, 771.1 %, 771.6 %, 772.1 %, 772.6 %, 773.1 %, 773.6 %, 774.1 %, 774.6 %, 775.1 %, 775.6 %, 776.1 %, 776.6 %, 777.1 %, 777.6 %, 778.1 %, 778.6 %, 779.1 %, 779.6 %, 780.1 %, 780.6 %, 781.1 %, 781.6 %, 782.1 %, 782.6 %, 783.1 %, 783.6 %, 784.1 %, 784.6 %, 785.1 %, 785.6 %, 786.1 %, 786.6 %, 787.1 %, 787.6 %, 788.1 %, 788.6 %, 789.1 %, 789.6 %, 790.1 %, 790.6 %, 791.1 %, 791.6 %, 792.1 %, 792.6 %, 793.1 %, 793.6 %, 794.1 %, 794.6 %, 795.1 %, 795.6 %, 796.1 %, 796.6 %, 797.1 %, 797.6 %, 798.1 %, 798.6 %, 799.1 %, 799.6 %, 800.1 %, 800.6 %, 801.1 %, 801.6 %, 802.1 %, 802.6 %, 803.1 %, 803.6 %, 804.1 %, 804.6 %, 805.1 %, 805.6 %, 806.1 %, 806.6 %, 807.1 %, 807.6 %, 808.1 %, 808.6 %, 809.1 %, 809.6 %, 810.1 %, 810.6 %, 811.1 %, 811.6 %, 812.1 %, 812.6 %, 813.1 %, 813.6 %, 814.1 %, 814.6 %, 815.1 %, 815.6 %, 816.1 %, 816.6 %, 817.1 %, 817.6 %, 818.1 %, 818.6 %, 819.1 %, 819.6 %, 820.1 %, 820.6 %, 821.1 %, 821.6 %, 822.1 %, 822.6 %, 823.1 %, 823.6 %, 824.1 %, 824.6 %, 825.1 %, 825.6 %, 826.1 %, 826.6 %, 827.1 %, 827.6 %, 828.1 %, 828.6 %, 829.1 %, 829.6 %, 830.1 %, 830.6 %, 831.1 %, 831.6 %, 832.1 %, 832.6 %, 833.1 %, 833.6 %, 834.1 %, 834.6 %, 835.1 %, 835.6 %, 836.1 %, 836.6 %, 837.1 %, 837.6 %, 838.1 %, 838.6 %, 839.1 %, 839.6 %, 840.1 %, 840.6 %, 841.1 %, 841.6 %, 842.1 %, 842.6 %, 843.1 %, 843.6 %, 844.1 %, 844.6 %, 845.1 %, 845.6 %, 846.1 %, 846.6 %, 847.1 %, 847.6 %, 848.1 %, 848.6 %, 849.1 %, 849.6 %, 850.1 %, 850.6 %, 851.1 %, 851.6 %, 852.1 %, 852.6 %, 853.1 %,

7.1 %の 7 種類である。X 線 CT 撮影に用いた試験片の寸法は、ボイドの解像度をできるだけ高くする観点から決定した。具体的には、板厚は積層板のままであるのに対して、幅は板厚より少し小さく設定した。長さは、ボイドの長さより十分長い観察領域に加えて、装置への着脱の都合等を考慮した。X 線透過画像の撮影では後述する Fig. 5-2 の Z 軸周りに試験片を回転させるため、上記の板厚と幅の設定により、幅方向にも板厚方向と同等の観察領域を確保しながら、線源をできるだけ試験片に近づけられるようにし、解像度を可能な限り高くすることとした。

第 3 章、第 4 章と同様に、試験片の X 線 CT 撮影には高解像度マイクロ CT スキャナ (SkyScan 1172, Bruker) を用いた。線源の管電圧は 100 kV、管電流は 41 μ A とした。X 線透過画像撮影時の回転角ステップは 0.2°とし、試験片が一回転するまで撮影を行った。取得した X 線透過画像は、装置メーカ提供の画像再構成ソフトウェア (SkyScan NRecon, Bruker) により、断層画像として再構築した。

Fig. 5-2 に、ボイドを含む試験片の X 線 CT 画像を示す。Fig. 5-2(a), (b)はそれぞれ、 $V_v = 2.1\%$ 、 3.1% の試験片の画像である。繊維に直交な断面 (X-Y 断面) 画像の濃淡値が高い縞状の領域にボイドが多数存在していることが分かる。すなわち、ボイドは局所的に樹脂の存在比率が高い層間領域に分布する傾向があることが分かる。これらのボイドは図中の鎖線で示した部分のように、同一直線状に整列している傾向があった。また、ボイドの形状については、第 4 章でも述べた通り、層間領域に沿って扁平な形状であり、繊維方向に長い円柱状や楕円球状であることが分かる。なお、ボイド体積含有率の異なる試験片において、ボイドの形状や分布に関して観察された傾向に特段の変化は見られなかった。



(a) 2.1% void volume fraction

(b) 3.1% void volume fraction

Fig. 5-2 X-ray CT scan image of the specimens with voids.

5.2.2 ボイドの寸法と形状に関する統計的分析

まず、取得した X 線 CT 画像を用いたボイド寸法の計測方法について述べる。手順は以下に示す通りである。

- (1) まず、再構成した断層画像を画像処理ソフト VG Studio Max 2.2 (Volume Graphics) により立体画像として可視化し、解析を行った。
- (2) 読み込んだグレースケールの立体画像に対して、分析対象とする関心領域 (region of interest; ROI) を定義した。
- (3) ソフトウェアの欠陥解析機能 (グレースケールの閾値による判定アルゴリズム) を用いて、ボイドの自動検出を行った。これにより、ROI 内でボイドとして定義された部分の位置座標、寸法データを画像から計測した。

CFRP 内部のボイドは繊維方向に長い円柱状や楕円球状であることから、ボイドの寸

法を，ボイドに外接し，各辺が座標軸に平行な直方体の辺の長さとして計測した．以下では， X 軸（幅方向）， Y 軸（積層方向）， Z 軸（繊維方向）に対するボイドの寸法をそれぞれ A ， B ， C として表記する（Fig. 5-3）． B は，3 方向の寸法の中で最も小さい値を示す傾向にあり，およそ $30\sim 50\mu\text{m}$ である． X 線 CT 画像の解像度が $5\mu\text{m}$ 程度であることから， B の測定精度（分解能）は， A ， C と比較して劣るものと考えられる．また，ROI の設定の制約から，ボイドの繊維方向（ Z 方向）長さ C は，その全長を計測できていないデータが複数含まれていることには注意が必要である．ただし，十分多数のボイドが含まれるように観察しているため，議論の一般性は失わないものとする．得られたボイドの位置座標から，ボイドは層間領域に局在する以外は空間的に一様に分布していることが予備検討で判明している．

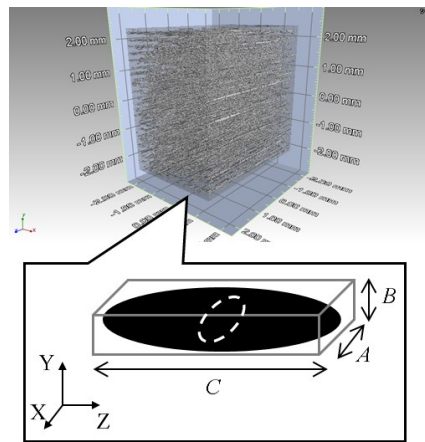


Fig. 5-3 Measurement of size and position of voids by image processing.

次に，上記の手法によって得られたボイド寸法の計測結果について統計的に検討する．まず，Fig. 5-4 において， $V_v = 2.1\%$ の場合について，ROI 内の個々のボイドの各軸方向寸法やアスペクト比についての相関を検討した．Fig. 5-4(a)，(b)は，各ボイドの寸法 B に対してそれぞれ A ， C をプロットしている．プロット点は原点付近に頂点を持つ三角

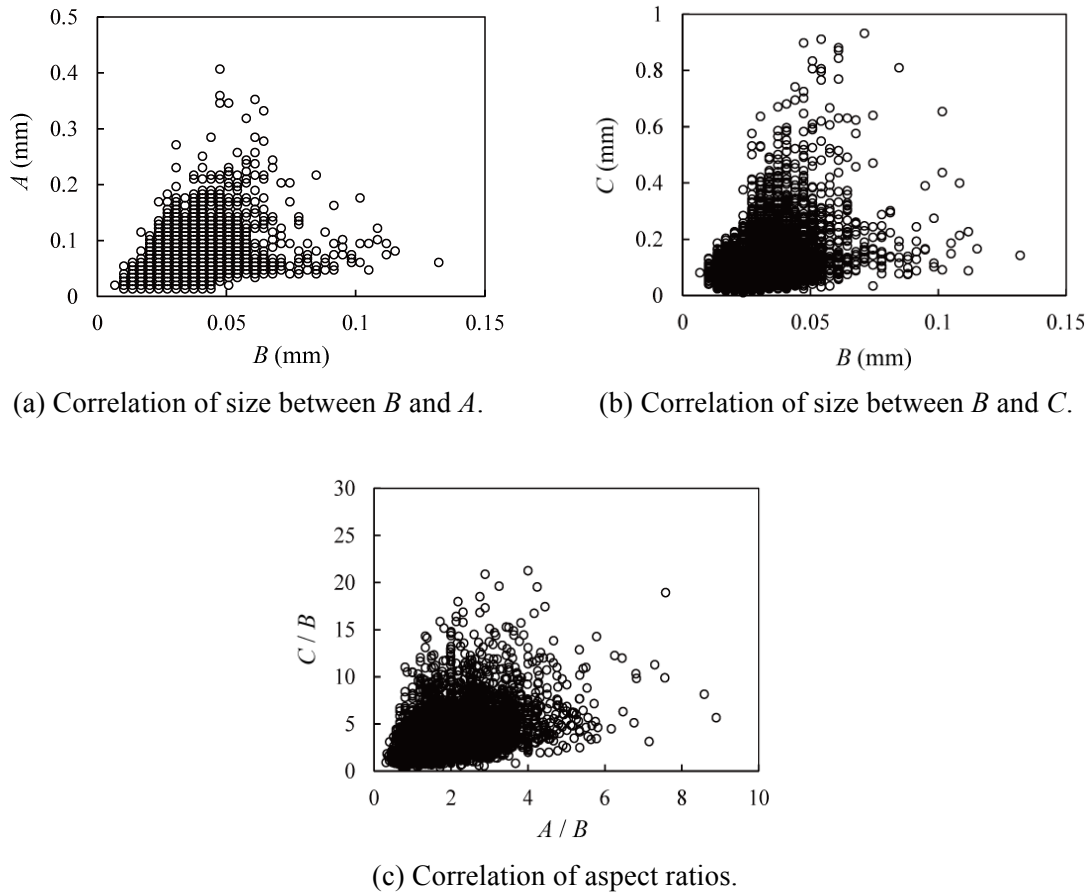


Fig. 5-4 Correlation with regard to void size and aspect ratio for measured data.

形状に分布している．このように，プロット点の存在しない領域があり，個々のボイドの寸法には相関関係が存在する．同様に，Fig. 5-4(c)は，アスペクト比 A/B に対して C/B をプロットした．プロット点の分布が，Fig. 5-4(a), (b)と同様の分布を示すことから，アスペクト比に関しても相関関係が存在することが分かる．

以上の観察を踏まえて，個々のボイドの寸法やアスペクト比に対して，対数正規分布が成立することを示す．第 4 章において，ボイドの寸法やアスペクト比は対数正規分布に従っており，ボイド体積含有率に対して大きく変動しないことを述べた（このことは後出の Fig. 5-6 においても述べる）．そこで，Fig. 5-5 において， $V_v = 2.1\%$ の場合を例と

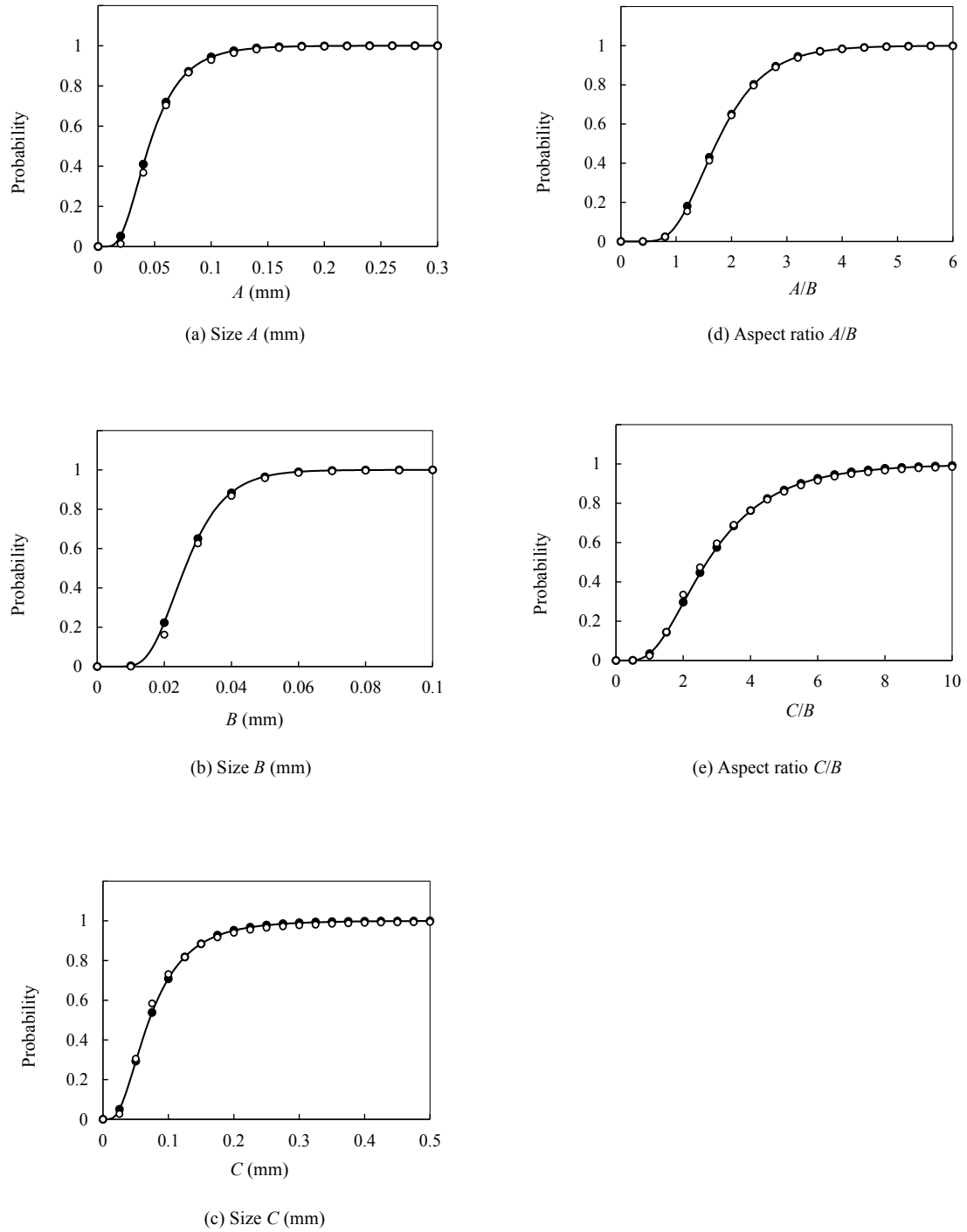


Fig. 5-5 Verification of fitting to log-normal distribution for 2.1% void volume fraction

して、寸法 A , B , C とアスペクト比 A/B , C/B に対して、対数正規分布を仮定して得た累積分布関数と、実際の計測結果から得た累積相対度数分布を比較した。ここで、確率変数 W が対数正規分布に従うとき、確率密度関数および累積分布関数は、

$$\begin{aligned} f(w|\boldsymbol{\theta}) &= \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_w} \exp\left\{-\frac{(\ln w - \mu)^2}{2\sigma^2}\right\} \\ F(w|\boldsymbol{\theta}) &= \int_0^w f(w|\boldsymbol{\theta})dw \\ 0 < w < \infty, \quad \boldsymbol{\theta} &= \{\boldsymbol{\theta} = (\mu, \sigma^2) : -\infty < \mu < \infty, 0 < \sigma^2 < \infty\} \end{aligned} \quad (5.1)$$

で与えられる。このとき、 $\boldsymbol{\theta}$ は母数空間で、 μ , σ は母数空間に含まれる定数であり、以下のように求められる。 W の標本数を N とすると、 W の自然対数 $\ln(W)$ に対する標本平均および標本不偏分散は次式で表せる[5.20].

$$\begin{aligned} \hat{\mu} &= \sum_{m=1}^N \frac{\ln W^{(m)}}{N} \\ \hat{\sigma}^2 &= \sum_{m=1}^N \frac{\{\ln W^{(m)} - \hat{\mu}\}^2}{N-1} \end{aligned} \quad (5.2)$$

母数 μ , σ が未知の時、標本数 N が十分大きければ、確率密度関数および累積分布関数は、式(5.2)の推定量を用いて近似できる。Fig. 5-5 に見られるように、ボイドの寸法やアスペクト比は、対数正規分布としての近似と良い一致を示しており、これらは異なる母数をもつ対数正規分布に従うとみなせる。

一方、Fig. 5-4 で見られたように、寸法やアスペクト比どうしはそれぞれ相関性を持つと考えられるため、この相関性について検討する。対数正規分布に従う確率変数 W は、その自然対数 $\ln W$ を考えると正規分布 $N(\mu, \sigma^2)$ に従う。寸法 A , B , C に対してそれぞれ対数正規分布が成り立つことから、これをベクトル変数に対して考える。すなわち、それぞれ異なる母数を持つ対数正規分布に従う A , B , C は、その自然対数が 3 次元正

規分布に従うと仮定する。このとき、 $\ln A$, $\ln B$, $\ln C$ の任意の線形結合は 1 次元の正規分布に従うため、アスペクト比 A/B , C/B や断面積、体積のように、ボイドの寸法 A , B , C に対する乗除算で表される量は寸法と同様に対数正規分布に従うと考えられる。したがって、「①ボイドの寸法やアスペクト比が対数正規分布に従うこと」と「②ボイドの寸法やアスペクト比に相関性があること」は、「ボイドの寸法 A , B , C について、確率変数ベクトル $\mathbf{V} = (\ln A, \ln B, \ln C)^T$ が 3 次元正規分布に従う」ことによる帰結という仮説が立てられる。

まず、①について考える。実際に、 $\mathbf{V} = (\ln A, \ln B, \ln C)^T$ が 3 次元正規分布に従うとすると、ボイド計測から得られた標本データから確率ベクトル V の平均ベクトル $\hat{\boldsymbol{\mu}} = \{\hat{\mu}_i\}$ と共分散行列 $\hat{\boldsymbol{\Sigma}} = [\hat{\Sigma}_{ij}]$ を推定できる。その成分は以下の通りである。

$$\begin{aligned}\hat{\mu}_i &= \frac{1}{N} \sum_{m=1}^N V_i^{(m)} \\ \hat{\Sigma}_{ij} &= \frac{1}{N-1} \sum_{m=1}^N (V_i^{(m)} - \hat{\mu}_i)(V_j^{(m)} - \hat{\mu}_j)\end{aligned}\tag{5.3}$$

任意の定数ベクトル $\mathbf{t} = (t_1, t_2, t_3)^T$ による確率ベクトル V の線形結合

$$\mathbf{t}^T \mathbf{V} = t_1 V_1 + t_2 V_2 + t_3 V_3\tag{5.4}$$

で定義されるスカラーの確率変数 $t^T V$ に対して、平均と分散は以下で与えられる。

$$\begin{aligned}\mathbf{t}^T \mathbf{V} &\sim N(\mathbf{t}^T \boldsymbol{\mu}, \mathbf{t}^T \boldsymbol{\Sigma} \mathbf{t}) \\ E(\mathbf{t}^T \mathbf{V}) &= \mathbf{t}^T \boldsymbol{\mu} \\ V(\mathbf{t}^T \mathbf{V}) &= \mathbf{t}^T \boldsymbol{\Sigma} \mathbf{t}\end{aligned}\tag{5.5}$$

式(5.3)と(5.5)を基に算出した $\ln(A/B)$, $\ln(C/B)$ の平均と分散を、実際のボイド計測から得られた $\ln(A/B)$, $\ln(C/B)$ の平均と分散と Table 5-1 において比較した。数学的に自明

ではあるが、実際に比較した結果においても、寸法 A , B , C に対して 3 次元正規分布を仮定した推定値と、アスペクト比 A/B , C/B に対して対数正規分布を適用した値とでほぼ一致しており、3 次元正規分布の仮定から①が成立する。

Table 5-1 Comparison of measured and estimated statistic parameter of aspect ratio in natural logarithm.

(a) Comparison of $\ln (A/B)$

Void volume fraction	Measured values		Estimated values	
	Mean	Variance	Mean	Variance
1.0 %	0.4349	0.1444	0.4349	0.1444
2.1 %	0.5452	0.1533	0.5452	0.1533
2.7 %	0.5286	0.1450	0.5286	0.1450
3.1 %	0.5827	0.1391	0.5827	0.1391
4.6 %	0.5934	0.1558	0.5934	0.1558
7.1 %	0.6032	0.1713	0.6032	0.1713

(b) Comparison of $\ln (C/B)$

Void volume fraction	Measured values		Estimated values	
	Mean	Variance	Mean	Variance
1.0 %	1.3739	0.2644	1.3739	0.2644
2.1 %	0.9952	0.3043	0.9952	0.3043
2.7 %	0.8510	0.2910	0.8510	0.2910
3.1 %	0.9804	0.2653	0.9804	0.2653
4.6 %	1.0385	0.3565	1.0385	0.3565
7.1 %	1.3180	0.4045	1.3180	0.4045

次に、②について考える。式(5.3)で得た $\mathbf{V} = (\ln A, \ln B, \ln C)^T$ の 3 次元正規分布を基に、寸法 A , B , C の擬似データを作成することによって、寸法の相関性が成り立つかを検

証した。正規乱数ベクトル V^* を計算機によって発生させ、擬似データを作成した。擬似データの作成個数は 20,000 個とした。まず、Fig. 5-5 の擬似データから得た、寸法 A , B , C およびアスペクト比 A/B , C/B の累積相対度数分布を示した。これらは、上述の結果とも良い一致を示していることが分かり、①が成立することが再度、確認できる。

また、標本平均、標本分散、二乗平均平方根 (RMS) を Fig. 5-6 にプロットした。得られた擬似データによる統計量は、実測のボイドによる統計量と概ね良い一致を示した。なお、上述した通り、ボイド体積含有率に対して寸法やアスペクト比の傾向が見られないことが、この図から分かる。Fig. 5-7 には、Fig. 5-4 と同様に、乱数から生成された擬似寸法データ A^* , B^* , C^* から得られた寸法およびアスペクト比どうしの相関性をプロットした。Fig. 5-4 と同様の分布傾向を示しており、寸法やアスペクト比の相関性を再現できることが分かった。

以上のことから、「確率変数ベクトル $V = (\ln A, \ln B, \ln C)^T$ が 3 次元正規分布に従う」という仮説に基づく統計的整理が有用であることが示された。すなわち、確率変数ベクトル V の平均ベクトルと共分散行列における 9 つの成分の決定が重要となる。

また、ボイドの寸法やアスペクト比の分布が、ボイド体積含有率による傾向のない、ある特定の値でピークを有するという対数正規分布で与えられることは重要な特徴である。これらは過去の研究でも、ボイドの寸法[5.21]やアスペクト比[5.22]に対して示されている例がある。このような統計的特徴を踏まえると、ボイドが及ぼす応力集中効果の大きさや程度を見積もることが可能と考えられる。次節では、この実験結果を基にして、複数のボイドが及ぼす応力集中効果を取り込んだモデル化について検討した。

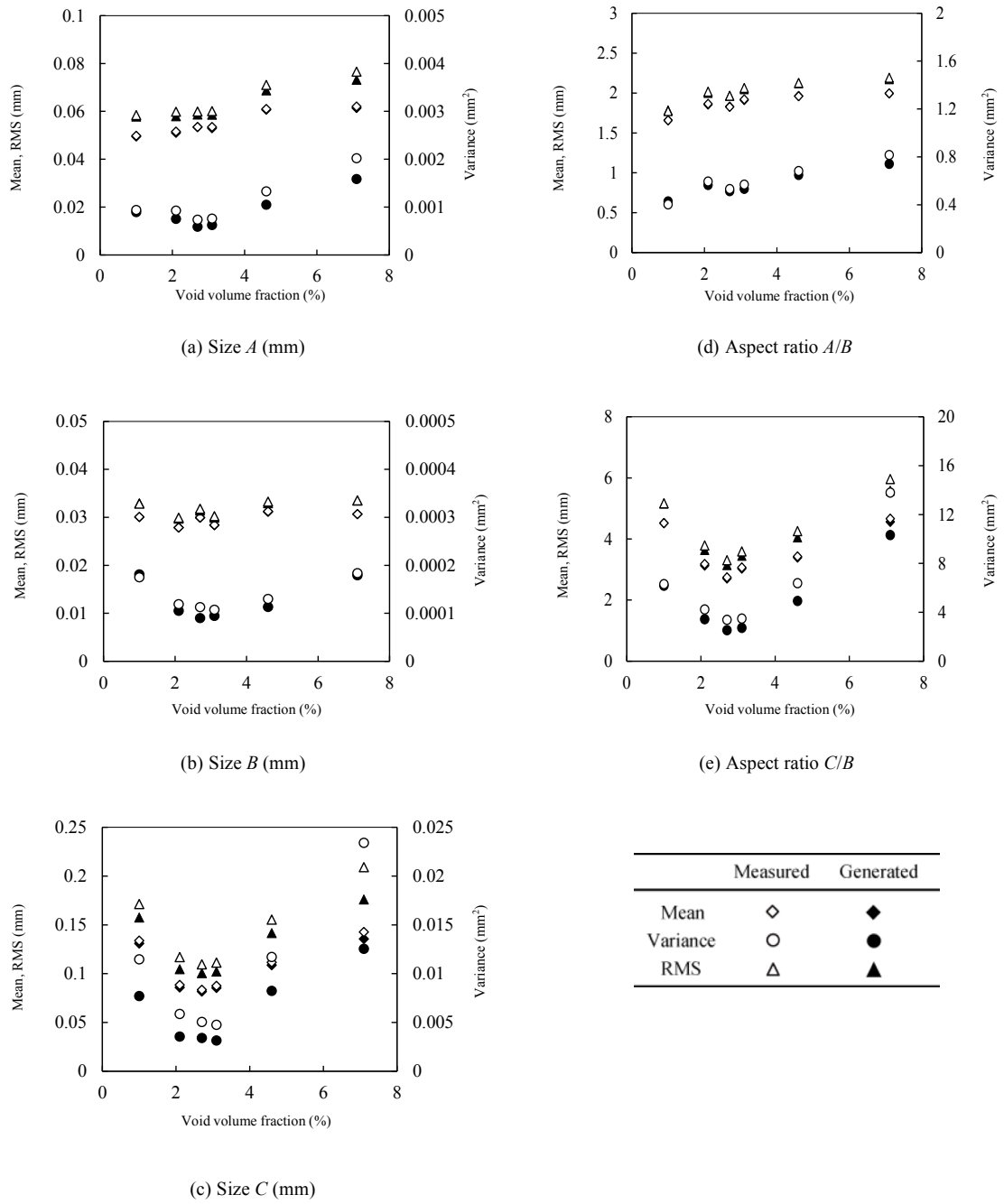
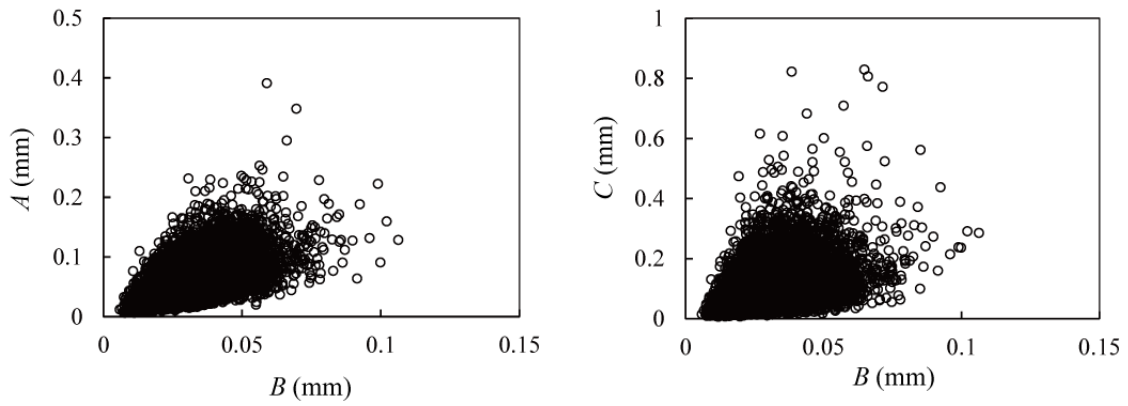
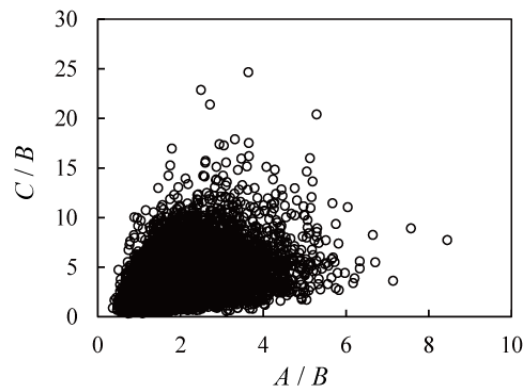


Fig. 5-6 Comparison of measured and generated statistical parameters for void size distribution.



(a) Correlation of size between B and A .

(b) Correlation of size between B and C .



(c) Correlation of aspect ratio.

Fig. 5-7 Correlation with regard to void size and aspect ratio for generated statistical data.

5.3 ボイドによる応力集中効果と強度低下

5.2 節では、ボイド寸法や形状の特徴について統計的に整理した。ボイドの体積含有率に対して樹脂支配型強度は線形的に低下する一方で、ボイドの寸法やアスペクト比は、ボイド体積含有率に対して大きく変化しない。このことから、ボイドの個数による影響、

すなわち，ボイドによる応力集中が及ぶ体積の総和が，ボイド個数の変化に伴って変化していることにより，強度低下が起きている可能性が考えられる．これは，後述するように，強度低下に対する体積依存性（寸法効果）としてモデル化できる．

一般に，樹脂支配型強度に関しては，寸法効果による強度の体積依存性が無視できないことが報告されている．欠陥を起点とする脆性的な破壊様相を示す材料の強度に対する寸法効果については，最弱リンク仮説によって説明がなされることが多い．ここでは特に，ワイブルモデルがよく引用される[5.11]．ワイブル分布の形状を決めるワイブル係数は，材料強度のばらつきを示す指標として捉えられ，値が小さいほど材料強度のばらつきは大きくなる．樹脂支配型強度に対する体積依存性を検討した例を Table 5-2 にまとめた．

Table 5-2 Examples of Weibull modulus [5.13-5.19]

Material system	Weibull modulus	Method	
CFRP AS4/3501-6	7.63	TTS, 90° tension, Median rank	O'Brien and Salpekar ^[5.13]
	12.2	TTS, 90° tension, Log-log plot	Wisnom ^{[5.16]*}
CFRP XAS/913	21.8	ILSS, Short-beam-shear, Log-log plot	Cui et al. ^[5.14]
GFRP E glass/913	31.5	ILSS, Short-beam-shear, Log-log plot	Wisnom and Jones ^[5.15]
	7.1	ILTS, Curved-beam bending, Log-log plot	Wisnom and Jones ^[5.15]
CFRP IM600/133	13.0	TTS, 3-point bending, Median rank	Ogasawara and Hara ^[5.17]
	23.6	ILTS, Direct tensile loading, Median rank	Hara et al. ^[5.18]
	20.5	ILTS, 3-point bending, Median rank	Hara et al. ^[5.18]
CFRP T800H/3900-2	9.92	TTS, 3-point bending, Median rank	Ogasawara and Hara ^[5.17]
CFRP T800S/3900-2B	16.23	ILTS, Curved-beam 4-point bending, Weibull plot	Suemasu et al. ^[5.19]

* with experimental results by O'Brien et al. [5.14]

Wisnom ら[5.15]は、GFRP の層間せん断強度と層間引張強度に対するワイブル係数を比較しており、層間せん断では 31.5、層間引張では 7.1 と、負荷形態の違いによって異なることを示している。小笠原ら[5.17]は、2 種類の CFRP (IM600/133, T800H/3900-2) に対して、繊維直交方向引張強度の体積依存性を検討している。3 点曲げ試験の結果からワイブル係数をそれぞれ、9.92, 13.0 と求めており、材料によって異なる値を示している。Hara ら[5.18]は、CFRP IM600/133 について、直接負荷による引張試験と 3 点曲げから求めた層間引張強度のワイブル係数は、それぞれ 23.6, 20.5 であると報告しており、試験法の違いによるばらつきは存在するが、ほぼ同一の負荷形態の強度の場合は、比較的近い値を示している。末益ら[5.19]は、上記の CFRP T800H/3900-2 に近い材料である T800S/3900-2B に対して、屈曲はりの 4 点曲げ試験から層間引張強度を評価し、ワイブル係数を 16.23 と求めており、上記の繊維直交方向引張強度の場合とは異なっている。以上のように、一方向積層板における樹脂支配型強度は体積依存性を示し、そのワイブル係数は、負荷形態によっても異なる。この理由として、実際の破壊には複数の種類の欠陥が寄与しているにもかかわらず、ワイブル係数を評価する際には、それらをすべて同一視していることが考えられる。したがって、ワイブル係数については、実験結果に基づいて、強度の体積依存性の度合いを表す指標として取り扱うのが良い。

本節では、ボイドによる応力集中効果と強度の体積依存性の関係についてワイブルモデルを用いてモデル化する。このモデルに基づいて、Fig. 5-1 で示した CFRP 繊維直交方向引張強度 (TTS) の低下について検討する。このとき、ワイブル係数は、ボイド体積含有率に対する強度低下の程度を表す感度係数の役割を果たすことを示す。

5.3.1 ワイブルモデル

最弱リンク仮説に基づくワイブルモデルでは、破壊確率 $P(\sigma)$ を負荷応力 σ の関数とし

て、次式で記述する[5.11].

$$P(\sigma) = 1 - \exp \left[- \int_V \left(\frac{\sigma}{\sigma_0} \right)^m dV \right] \quad (5.6)$$

この確率分布は二つのワイブル母数 σ_0 , m で記述されており, それぞれワイブル尺度母数, ワイブル形状母数 (ワイブル係数) と呼ぶ. 負荷応力 σ が増大するとともに, $P(\sigma)$ は 1 に近づく. ここで, 式(5.6)で与えられる分布の特徴を考えるため, 破壊確率が $P(\sigma) = 1 - e^{-1}$ 以上となる場合に着目する. これを満たす条件は, 以下のように表される.

$$B \geq 1 \quad (5.7)$$

where $B = \int_V \left(\frac{\sigma}{\sigma_0} \right)^m dV$

この B を破壊の危険率と呼ぶ. ここで定義された破壊の危険率は, 体積 V の材料に一樣応力 σ が作用するとき,

$$P(\sigma) = 1 - \exp \left[- \left(\frac{\sigma}{\sigma_0} \right)^m V \right] \quad (5.8)$$

$$B = \left(\frac{\sigma}{\sigma_0} \right)^m V \quad (5.9)$$

と表せる.

一方, 体積 V において応力勾配がある場合, 体積 V での応力分布に対してある基準となる応力 σ_R を取ることにより,

$$V^{eff} = \int_V \left(\frac{\sigma}{\sigma_R} \right)^m dV \quad (5.10)$$

なるパラメータを定義し, 破壊確率 $P(\tilde{\sigma})$ を, 媒介変数 $\tilde{\sigma}$ を用いて次式で表す.

$$P(\tilde{\sigma}) = 1 - \exp \left\{ - \left(\frac{\tilde{\sigma}}{\sigma_0} \right)^m V^{eff} \right\} \quad (5.11)$$

この式(5.11)において $\tilde{\sigma} = \sigma_R$ とおくと、一般に分布応力を受ける体積 V の材料の破壊確率の式(5.6)と一致する。つまり、式(5.11)が、応力勾配を有する体積 V の材料の破壊確率分布を表す式と等価であることが分かる。また、一様応力の場合の式(5.8)と類似した形の破壊確率分布の式となっている。このように定義した V^{eff} を有効体積と呼ぶ。この媒介変数を基準応力 σ_R にとった式(5.11)において、破壊の危険率を定義すると、

$$B = \left(\frac{\sigma_R}{\sigma_0} \right)^m V^{eff} = \int_V \left(\frac{\sigma}{\sigma_0} \right)^m dV \quad (5.12)$$

と表すことができ、式(5.7)に帰着する。さらに、式(5.12)の形は、一様応力の場合の式(5.9)の形と類似しており、分布応力を受ける場合に一般化された式となっている。 $B=1$ としたときの基準となる負荷応力 σ_R を代表強度と呼ぶ。

次に、強度の体積依存性について考える。同一のワイブル母数 (σ_0, m) を持った材料が、異なる体積を有するか、異なる分布応力を受けることにより、異なる有効体積 V_1^{eff} , V_2^{eff} を有している2つの状態を考える。式(5.12)は、この2つの状態に対して破壊の危険率が異なることを意味している。一方、この2つの状態のそれぞれについて、破壊の危険率 $B=1$ となる場合を考え、対応する代表強度を σ_1 , σ_2 とすると、破壊の危険率が等しいことから、以下の式が成り立つ。

$$\frac{\sigma_1}{\sigma_2} = \left(\frac{V_1^{eff}}{V_2^{eff}} \right)^{-\frac{1}{m}} \quad (5.13)$$

同じ破壊確率分布において、異なる2つの状態に対応する異なる代表強度間の関係を示す式であり、有効体積に対する依存性を表す式となっている。特に、一様応力の場合に

については，有効体積は強度の標定部体積と等しくなり，式(5.13)は，強度の体積依存性を与える．これを強度の寸法効果と呼ぶ．

5.3.2 応力集中効果と強度の体積依存性の関係

ボイドを含む材料の破壊を考える．以下の定式化では，ボイドを応力集中源とみなし，応力集中によって元々の材料中に存在する他の欠陥を起点とする破壊が影響を受けると仮定する（Fig. 5-8）．弾性論に基づくと，ボイドによってその近傍の限られた範囲で応力集中が生じるため，この応力集中領域における破壊の危険率を近似的に求める．

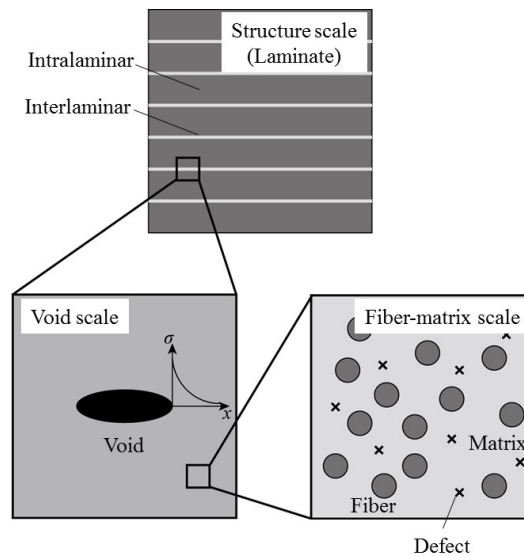


Fig. 5-8 Schematic of strength reduction model based on Weibull model.

マクロに均一とみなした材料の各点において受けている応力 $\sigma(x)$ に対して，ボイドの存在により，ミクロな応力集中が生じている状態を考える．簡単のため，本項の検討では，ボイド近傍の応力勾配を無視し，ボイド周りの限られた空間に一樣な応力集中が生じるものとし，その応力集中率を α とする．このとき，材料全体の破壊の危険率は次式

で与えられる.

$$\begin{aligned}
 B &\approx \int_V \left\{ \frac{\alpha \sigma(\mathbf{x})}{\sigma_0} \right\}^m dV \\
 &= \int_V \left(\frac{\sigma}{\sigma_0} \right)^m dV + \sum_i \int_{V_i} (\alpha_i^m - 1) \left(\frac{\sigma_i}{\sigma_0} \right)^m dV_i \\
 &\equiv B_0 + B^*
 \end{aligned} \tag{5.14}$$

$$B_0 = \int_V \left(\frac{\sigma}{\sigma_0} \right)^m dV \tag{5.15}$$

$$B^* = \sum_i \int_{V_i} (\alpha_i^m - 1) \left(\frac{\sigma_i}{\sigma_0} \right)^m dV_i \tag{5.16}$$

ここで, B_0 はボイドを含まない材料に対する破壊の危険率であり, B^* はボイドの存在によって破壊の危険率が増加する分を表している. 破壊の危険率の増分 B^* は個々のボイド i の効果 (ボイド位置でのマクロな応力 σ_i と応力集中率 α_i による破壊の危険率の増分) の総和として, 式(5.16)で算出される. 特に, マクロに一様応力が作用する場合,

$$\begin{aligned}
 B &= \left(\frac{\sigma}{\sigma_0} \right)^m \left\{ V + \sum_i (\alpha_i^m - 1) \Delta V_i \right\} \\
 &\equiv \left(\frac{\sigma}{\sigma_0} \right)^m V (1 + \Psi)
 \end{aligned} \tag{5.17}$$

$$\Psi = \frac{1}{V} \sum_i (\alpha_i^m - 1) \Delta V_i \tag{5.18}$$

となる. V_i は試験片に含まれるボイドのうち i 番目のものの応力集中効果が及ぶ体積を示す. Ψ はボイドの応力集中効果による B^* の B_0 に対する比を表し, 元の材料特性に基づく破壊の危険率に対するボイドによる応力集中効果を表す関数となる. これを応力集中効果係数と呼ぶこととする. なお, これ以降の検討では, 標定部においてほぼ一様な応力分布と考えられる繊維直交方向引張強度 (TTS) を検討対象とし, この一様応力に

対する式(5.17)と式(5.18)を用いる。

式(5.18)における応力集中率 α_i は、一般形としては、ボイドのアスペクト比などの関数とすることが考えられる。繊維直交方向引張強度（TTS）に関しては、Fig. 5-3 のようなボイド形状に対して X 軸方向の負荷となる。このとき、曲率半径が小さくなると想定される C 方向の両端における応力集中率が高くなることが考えられる。しかしながら、第 3 章の実験結果では、 B 方向の両端において樹脂破壊（トランスバースクラック）が生じやすく、 C 方向の端には樹脂リッチ領域やその領域を挟んで隣のボイドが存在することが多い傾向が見られた。樹脂リッチ領域と炭素繊維のある領域では剛性差が大きいことから、力学的には C 方向にボイドが連続しているのに近い状態となり、 C 方向の端での応力集中はそれほど高くないことが考えられる。以上より、Fig. 5-3 の寸法 B 方向の両端が強度に影響しやすいと想定する。これに相当する位置における、3 次元の球状あるいは楕円球形状の空洞周りの応力集中率の文献値が、ボイドのアスペクト比にかかわらず、概ね 2 となることから[5.23]、応力集中率 α_i を

$$\alpha_i \cong 2 \quad (5.19)$$

と近似した。この点については、後で検討を加える。

また、式(5.18)において、 ΔV_i は応力集中効果の影響を受ける体積であるが、ボイド i 自体の体積 $V_{\text{void},i}$ とともに相似的に大きくなると想定し、体積比の係数を β として、以下の式で与えた。

$$\Delta V_i \cong \beta V_{\text{void},i} \quad (5.20)$$

最後に、応力集中効果と強度の体積依存性の関係について述べる。同じワイブル母数を持つ材料において、標定部体積 V_1 、応力集中効果係数 ψ_1 を有する材料の代表強度を σ_1 、別の標定部体積 V_2 、応力集中効果係数 ψ_2 を有する材料の代表強度を σ_2 とすると、両者

に対応する破壊の危険率がともに 1 となることから、以下の式が得られる。

$$\left(\frac{\sigma_1}{\sigma_2}\right)^{-m} = \frac{(1+\Psi_1)V_1}{(1+\Psi_2)V_2} \quad (5.21)$$

これが応力集中効果と強度の体積依存性を等価的に関係づける基礎式となる。

$\Psi_1 = \Psi_2 = 0$ のとき、ボイドのない材料の強度に対する体積依存性を表す式(5.13)に対応する。式(5.21)において、ワイブル係数 m は応力集中効果に対する強度低下の割合を表す係数となっている。

ボイドの存在による強度低下の項、すなわち、 Ψ を定義する式(5.18)については、ボイドの総体積 V_{void} を用いると、 V_{void}/V はボイド率 V_v であり、次のように変形できる。

$$\Psi = \frac{V_{void}}{V} \sum_i (\alpha_i^m - 1) \frac{\Delta V_i}{V_{void}} = \beta V_v \sum_i (\alpha_i^m - 1) \frac{V_{void,i}}{V_{void}} \quad (5.22)$$

Σ 内はボイドの応力集中効果 $(\alpha_i^m - 1)$ についてのボイド体積による加重平均となる。この値を a で表し、式(5.22)を式(5.21)に代入すると次式となる。

$$\frac{\sigma_1}{\sigma_2} = \left(\frac{1 + \beta V_v a_1}{1 + \beta V_v a_2} \right)^{-\frac{1}{m}} \quad (5.23)$$

ここで、5.3.3 項に後述する考え方から、ボイド体積含有率が異なる場合でも、個々のボイドによる応力集中効果がほとんど変化しないと仮定する ($a_1 = a_2 = a$)。さらに、式(5.22)で a が m 乗となっていることから分かるように、ワイブル係数 m として 1 より十分大きな値を想定すると、 a は 1 よりも非常に大きな値となる。このとき、分母と分子のそれぞれにある最初の項の 1 は近似的に無視することができ、以下の式が得られる。

$$\frac{\sigma_1}{\sigma_2} = \left(\frac{V_{v1}}{V_{v2}} \right)^{-\frac{1}{m}} \quad (5.24)$$

つまり，ボイド体積含有率 V_v の相対比が応力集中効果の及ぶ体積の比の役割を果たし，その体積比に依存して強度低下が起きるモデルとなる．次項では，この感度係数 m を実験に対するフィッティングパラメータとして扱って整理した．

5.3.3 ワイブルモデルによる計算結果

式(5.23)に基づいて，繊維直交引張強度(TTS)を整理した結果を Fig. 5-9 に示す．応力集中係数 $\alpha=2$ ，ワイブル係数 $m=9.13$ としたとき，概ね実験に見られる強度低下を説明することができた．ここで，ボイド自体の体積から応力集中効果の及ぶ体積を与える係数は $\beta=1$ とした．この値は Table 5-2 に示した TTS に対する既存の文献[5.16, 5.17] で

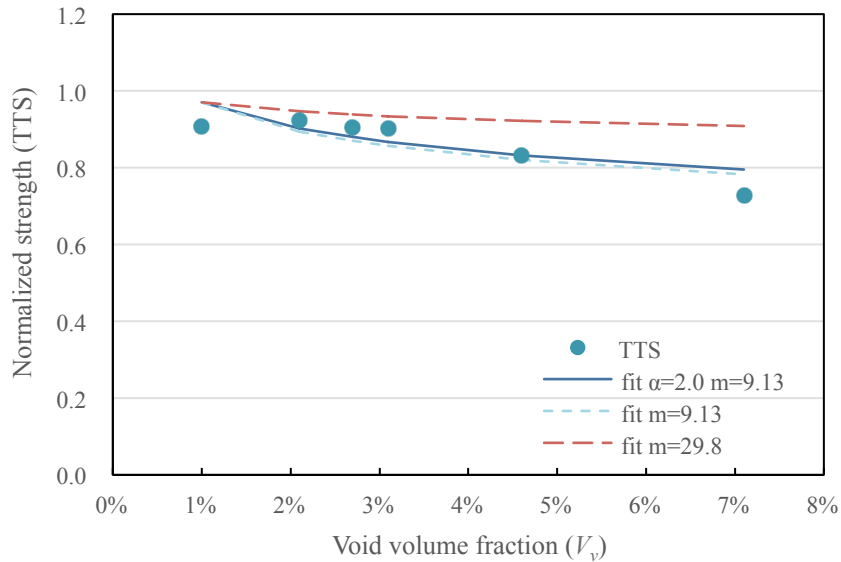


Fig. 5-9 Relationship between mean strength and void volume fraction for transverse tensile strength (TTS) of CFRP.

報告されたワイブル係数と比較してもそれほど大きな差はない。ただし、ここで得られたワイブル係数は、あくまで、ボイドによる応力集中効果と強度の体積依存性を関係づける感度係数の役割を果たしていることに注意が必要である。同図には、式(5.24)において、 $m = 9.13, 29.8$ とした 2 つの場合を併せて示した。式(5.19)での $\alpha_i = 2$ は、式(5.24)での $m = 9.13$ の場合との比較から、応力集中効果が強い場合に近い状態と理解できる。また、式(5.24)では応力集中係数の寄与が見えにくいものの、元々は、式(5.16)などで応力集中係数 α_i とワイブル係数 m が連動して定まることから、この近似化形式においても m を通じて応力集中係数の影響が含まれているものと考えられる。なお、 $m = 29.8$ は、健全材 ($V_v = 0$) とボイド含有材の全ての試験片 (試験片総数 28) に対して仮に求めたワイブル係数の値である。この m の値は、 V_v ごとにその V_v での平均強度で無次元化してワイブルプロットを取るにより定めた。

5.2 節で述べたように、ボイドの寸法やアスペクト比がボイド率によらず同じ分布を示す場合、同じ荷重形態に対する a の値は理想的にはボイド率によらず同じ値になると考えられるが、アスペクト比等により変化する応力集中係数が式(5.23)を通じて強度に影響を及ぼす。したがって、ボイド体積含有率 V_v の強度低下への感度係数として求めたワイブル係数が材料のばらつきを表すワイブル係数と比べて低い値が出た理由は、主にこのような応力集中効果の影響によるものと考えられる。

ただし、今回は $\alpha = 2$ の仮定が有効であったが、応力集中効果やそれが及ぶ範囲については、さまざまな影響が考えられるため、その設定に当たっては注意を要する。例えば、 V_v が大きくなると、ボイド形状の確率分布が低い領域に相当する形状のボイドなども実際に発生するようになり、ボイドによる応力集中率やボイドの影響が及ぶ領域に変化が生じる可能性がある。あるいは、ボイドの影響としては、アスペクト比に応じた応力集中とボイドの個数変化に伴う応力集中領域の体積変化として取り込むのみとなっ

ているが、ボイド周囲において局在化した樹脂の塑性変形や複数のボイドによる応力分布の連成などによっても破壊が早まることが考えられる。

一方、これらのような要因も含めて、感度係数 m や応力集中効果を適切に決定することで、本モデルによる整理により、ボイド体積含有率 V_v と強度低下量は比較的良い相関を示していた。このことから、ボイド体積含有率の上昇に伴う強度低下について、複数のボイドによる応力集中効果が及ぶ領域の体積変化としてモデル化することが可能となった。

5.4 結言

本章では、ボイドを含む CFRP 一方向板の樹脂支配型強度として繊維直交方向引張強度に着目し、強度低下へのボイドに伴う応力集中効果の影響を評価するため、X 線 CT によるボイド寸法の測定と統計的分析を実施するとともに、ボイドによる応力集中効果と強度低下に関してワイブルモデルによりモデル化した。

まず、CFRP 内部に分布するボイドの位置、寸法、形状を統計的に分析した結果、CFRP 内部においてボイドは層間領域に均一に分布し、寸法およびアスペクト比が対数正規分布に従うことを明らかにした。また、寸法やアスペクト比は互いに相関関係にあるが、これは、寸法の自然対数を成分に持つ 3 次元確率ベクトルが 3 次元正規分布に従うことによる帰結であることが示された。ボイドによる応力集中が強度に与える影響を考慮した上で評価を行うためには、このようにボイドの寸法やアスペクト比の状況を把握する必要があるが、その観点では X 線 CT による詳細なボイド寸法の計測が一つの有用かつ重要なツールとなると考えられる。

また、ボイドによる応力集中効果の総和が強度低下に影響を与える、という前提のも

とで、測定したボイドの寸法等の状況と強度低下の関係について、複数のボイドによる応力集中効果が及ぶ領域の体積の観点からモデル化した。これにより、ボイド体積含有率の比と強度の体積依存性(有効体積の比)との等価的な影響により強度低下が起きる、というモデルを提案した。ボイド体積含有率変化に伴う応力集中領域の体積変化とそれに対する強度低下の感度係数を適切に選ぶことによって提案モデルでの説明が可能であったことから、ボイドによる強度低下の要因として、主に、ボイド体積含有率が支配的であることが示された。

一方、本章の検討で得た、ボイド体積含有率に対する強度低下の感度係数 m については、実験結果を整理して得た値に過ぎない。ボイド周りの応力集中率やその影響が及ぶ範囲については、複数のボイドによる応力集中の干渉効果やボイド周囲で局在化した樹脂の塑性変形などの影響も考えられる。したがって、これらの影響を含めて、実際のボイド形状などの観察に基づいて、ボイドによる影響を適切に見積もる必要がある。

参考文献

- [5.1] Broughton, W.R.; Lodeiro, M.J.; Sims, G.D.; Zeqiri, B.; Hodnett, M.; Smith, R.A.; Jones, L. D. Standardised procedures for ultrasonic inspection of polymer matrix composites. Proceedings of the 12th international conference on composite materials (ICCM-12). Paris, France, 5-9 July, 1999. Woodhead Publishing Limited, Cambridge, U.K., 2000, Paper No. 1030.
- [5.2] Stone, D.E.W.; Clarke, B. Ultrasonic attenuation as a measure of void content in carbon-fibre reinforced plastics. Non-Destructive Testing. 1975, vol. 8, issue 3, p. 137-145
- [5.3] Martin, B.G. Ultrasonic attenuation due to voids in fibre-reinforced plastics. NDT

- International. 1976, vol. 9, issue 5, p. 242-246.
- [5.4] Harper, B.D.; Staab, G.H.; Chen, R.S. A note on the effects of voids upon the hygral and mechanical properties of AS4/3502 graphite/epoxy. *Journal of Composite Materials*. 1987, vol. 21, p. 280-289.
- [5.5] Olivier, P.; Cottu, J.P.; Ferret, B. Effects of cure cycle pressure and voids on some mechanical properties of carbon/epoxy laminates. *Composites*. 1995, vol. 26, no. 7, p. 509-515.
- [5.6] Hernández, S.; Sket, F.; Molina-Aldareguía, J.M.; González, C.; LLorca, J. Effect of curing cycle on void distribution and interlaminar shear strength in polymer-matrix composites. *Composites Science and Technology*. 2011, vol. 71, p. 1331-1341.
- [5.7] Nikishkov, Yuri; Seon, Guillaume; Makeev, Andrew. Structural analysis of composites with porosity defects based on X-ray computed tomography. *Journal of Composite Materials*. 2014, vol. 48, issue 17, p. 2131-2144.
- [5.8] Makeev, Andrew; Seon, Guillaume; Nikishkov, Yuri; Lee, Edward. Methods for assessment of interlaminar tensile strength of composite materials. *Journal of Composite Materials*. 2015, vol. 49, issue 7, p. 783-794.
- [5.9] Lambert, J.; Chambers, A.R.; Sinclair, I.; Spearing, S.M. 3D damage characterisation and the role of voids in the fatigue of wind turbine blade materials. *Composites Science and Technology*. 2012, vol. 72, issue 2, p. 337-343.
- [5.10] Seon, Guillaume; Makeev, Andrew; Nikishkov, Yuri; Lee, Edward. Effects of defects on interlaminar tensile fatigue behavior of carbon/epoxy composites. *Composites Science and Technology*. 2013, vol. 89, p. 194-201.
- [5.11] Weibull, Waloddi. A statistical distribution function of wide applicability. *Journal of Applied Mechanics*. 1951, vol. 18, p. 293-297
- [5.12] Curtin, W.A. Stochastic damage evolution and failure in fiber-reinforced composites. *Advances in Applied Mechanics*. 1998, vol. 36, p. 163-253.

- [5.13] O'Brien, T. K.; Salpekar, S. A. Scale effects on the transverse tensile strength of graphite/epoxy composites. *Composite Materials: Testing and Design (Eleventh Volume)*, ASTM STP 1206. Camponeschi, E.T. (eds.). ASTM International, West Conshohocken, PA, U.S.A. 1993, p. 23-52.
- [5.14] Cui, Weicheng; Wisnom, Michael R.; Jones, Mike. Effect of specimen size on interlaminar shear strength of unidirectional carbon fibre-epoxy. *Composites Engineering*. 1994, vol. 4, issue 3, p. 299-307.
- [5.15] Wisnom, Michael R.; Jones, M. I. Size effects in interlaminar tensile and shear strength of unidirectional glass/fibre epoxy, *Journal of Reinforced Plastics and Composites*. 1996, vol. 15, issue 1, p. 2-15.
- [5.16] Wisnom, M.R. Size effects in the testing of fibre-composite materials. *Composites Science and Technology*. 1999, vol. 59, issue 13, p. 1937-1957.
- [5.17] 小笠原俊夫, 原栄一. 一方向炭素繊維／エポキシ複合材料の 90°引張り強度における寸法効果について. 宇宙航空研究開発機構研究開発資料. 2009, JAXA-RM-08-007.
- [5.18] Hara, Eiichi; Yokozei, Tomohiro; Hatta, Hiroshi; Iwahori, Yutaka; Ogasawara, Toshio; Ishikawa, Takashi. Comparison of out-of-plane tensile strengths of aligned CFRP obtained by 3-point bending and direct loading tests. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. 2012, vol. 43, issue 11, p. 1828-1836.
- [5.19] 末益博志, 滝澤慎太郎, 森本哲也, 北條正弘. L 字型試験片を用いた 4 点曲げ試験による炭素繊維強化複合材料の層間引張り強度の確率論的評価法. *日本複合材料学会誌*. 2015, 第 41 巻, 第 3 号, p. 94-101.
- [5.20] 稲垣宣生. 数理統計学. 裳華房, 1990.
- [5.21] Hsu, David K.; Uhl, Kevin M. A Morphological study of porosity defects in graphite-epoxy composites. Springer science+business media, New York, NY, U.S.A.

1987. p. 1175-1184. Review of progress in quantitative nondestructive evaluation book series (RPQN, volume 6 A). Thompson D.O. et al. (eds.).
- [5.22] Zhu, Hongyan; Wu, Baochang; Li, Dihong; Zhang, Dongxing; Chen, Yuyong. Influence of voids on the tensile performance of carbon/epoxy fabric laminates. *Journal of Materials Science & Technology*. 2011, vol. 27, issue 1, p. 69-73.
- [5.23] 西田正孝. 応力集中. 森北出版, 1967.

第 6 章 結言

本研究においては、CFRP 積層板の代表的な製造時欠陥の一つであるボイドについて、樹脂支配型強度に影響を及ぼす力学的機構を明らかにすることを目的とした。具体的には、ボイド自体の形状的・寸法的特徴や CFRP 積層板の初期破壊であるトランスバースクラックについて、微視的レベルでの観察を行うとともに、その結果に基づいて、強度への影響についての検討を実施した。樹脂支配型強度としては、CFRP 積層板のごく初期の破壊であるトランスバースクラックのほか、実機の設計において基礎となるクーボンレベルの試験を行い、繊維直交方向引張強度と層間せん断強度、層間引張強度を調べた。これらの強度について、荷重方向によって強度低下の程度が異なることから、ボイド形状に伴う応力集中係数の違いが、強度低下の違いの要因となり得る示唆を得た。また、ボイド体積含有率が増えることに伴って、強度低下が大きくなる傾向については、ボイドによる応力集中効果の及ぶ体積が変化し、強度の体積依存性によって強度低下が生じることを考えた。この考えに基づいて、ワイブルモデルによるモデル化を試み、繊維直交方向引張強度を例として、ボイド体積含有率と強度の関係を説明できることを示した。以下では、各章における検討の結果についての総括を述べる。

第 2 章では、ボイドによる微視的ひずみ集中を計測するための手法を確立することを目的として、CFRP の 90°層の SEM 画像に適用可能な、画像解析によるひずみ計測手法を提案し、有効性の検討を行った。まず、基本的な計測精度の観点では、提案手法である局所濃淡差法（Local Area Gray level Thresholding Method: LAGT 法）や修正 LAGT 法が、非点収差やノイズの影響を受けにくく、特に、修正 LAGT 法は、画像が全体としての濃淡レベルに勾配を持つ場合であっても対応が可能であることを示した。また、実

際の SEM 画像を用いた解析でも、修正 LAGT 法によるひずみ計測法を適用して、CFRP 積層板の 90°層におけるひずみ（ボイドと同スケールの 10 μ m オーダーのひずみ分布）を定量的に算出した結果、計測値が梁理論と積層板理論による理論値と概ね一致しており、提案手法を用いた計測が定量的にも妥当であることが確かめられた。SEM 画像の全域にわたって個々の繊維中心位置の検出を可能とし、かつ、その精度を向上させることにより、提案手法の修正 LAGT 法によるマイクロメカニクスのひずみ分布計測を確立できることの示唆が得られた。

第 3 章では、ボイドが CFRP 初期損傷発生ひずみに及ぼす微視的機構を明らかにすることを目的として、ボイド体積含有率の異なる 3 種類の試験片を用いて、SEM 内において 3 点曲げその場観察試験を実施した。最初のトランスバースクラック発生時の巨視的ひずみ、すなわち、初期破壊ひずみは、ボイド体積含有率の増加に伴って減少することが確認された。試験で取得した SEM 画像について、第 2 章での提案手法の画像解析により計測した微視的なひずみ分布から、ボイド周辺においてひずみ集中を生じていることが実際に観察された。また、ボイドのない試験片でも、樹脂リッチ領域などの周辺においてひずみ集中が観察された。このようなひずみ集中は、より大きなボイド体積含有率の試験片でより高く、すなわち、より低い巨視的ひずみレベルで生じていた。ひずみ集中は、ボイド体積含有率が高い試験片では早く（より低い巨視的なひずみレベルで）樹脂の局所的な塑性変形を引き起こし、最終的には、その局所的な塑性変形が初期破壊ひずみを低下させるものと理解される。さらに、X 線 CT 観察により、SEM 表面で観察できなかった材料内部においても、トランスバースクラックがボイドを通過していることを確認した。この X 線 CT 観察では、材料内部のボイドが繊維方向（試験片の幅方向）に沿った長い円筒状であること、ならびに、繊維方向に直交する断面内におけるトランスバースクラックとボイドとの位置関係がほぼ変わることなく、同様の配置の断面が試

験片の幅方向に連続していることも確認できた。これらの観察結果と、3 点曲げその場観察試験での観察対象とした 2 層の 90°層の内部荷重が、主に繊維直交方向の引張荷重のみだと考えられることから、この試験片の引張側の 90°層においては、2 次元的なひずみ状態が想定されることが示唆された。さらに、トランスバースクラックの試験片長手方向の発生位置が、ボイドなしの場合には 3 点曲げ荷重の中央の負荷点と同じ位置だったのに対して、ボイドありの場合には少しずれて、ボイドを通過していたことが観察された。この結果から、ボイドに伴うひずみ集中によりひずみ場が影響を受け、トランスバースクラック発生位置の違いとして表れた可能性が考えられた。

第 4 章では、ボイドの形状や分布に依存する応力集中が CFRP 樹脂支配型強度に及ぼす影響を明らかにすることを目的として、製造時欠陥として意図的にボイドを発生させた CFRP 一方向積層板の平板と L 字型の試験片を用いて、CFRP 積層板中のボイドの形状や分布に関する特徴と強度との関連を評価した。X 線 CT によるボイドの形状や分布に関する観察では、CFRP 積層板が平板か L 字型（R 部）にかかわらず、ボイドは繊維方向に細長い円柱もしくは回転楕円体（円柱の集合体）状であり、基本的には層間樹脂層に多く分布していた。このようなボイドの形状や分布の様子は、これまでの研究における他のプリプレグを用いた CFRP 積層板と同様であることが確認できた。樹脂支配型の強度に関する強度試験の結果、強度はいずれも V_v の増加に伴って低下した。繊維直交方向引張強度（TTS）と層間せん断強度（ILSS）の V_v に対する強度低下率はほぼ同様であったのに対し、層間引張強度（ILTS）の強度低下率は TTS や ILSS より大きかった。この傾向に関して、ボイドの形状と負荷方向との関係から、負荷に対して強度上の標定となる試験片内の断面（領域）の位置を考察し、また、その負荷状態に対応する応力集中係数の文献値（理論値ならびに数値解析結果）を調べた。この結果、試験結果の V_v に対する強度低下率（強度を V_v に対してプロットした場合の傾き）の基本的な傾向

が応力集中係数の大小関係と対応することが分かった。実際の試験においては、樹脂の塑性変形も生じていると見られたことから、弾性的な観点からの応力集中係数が直接的に強度低下率に表れるわけではない。しかしながら、これらの強度低下率の差異には、ボイドの形状と負荷方向との関係に起因する応力集中係数の差異の寄与が大きいことが示唆された。

第5章では、これまでの章での検討を基にして、ボイドによる応力集中と CFRP 樹脂支配型強度低下を定量的に関係づけるモデルの提案を行った。ここでは、第4章の試験で見られた、ボイド量と強度低下量に関係づける一つの仮説として、ボイドによる応力集中効果の総和に応じて、強度が低下する可能性を考えた。まず、ボイドを含む CFRP 一方向積層板の樹脂支配型強度に及ぼすボイドの応力集中効果が、主にボイド寸法に依存すると考えて、X線CTによりボイド寸法の測定と統計的分析を実施した。CFRP 内部に分布するボイドがもつ位置、寸法、形状を統計的に分析した結果、CFRP 内部においてボイドは層間領域に均一に分布し、寸法およびアスペクト比が対数正規分布に従うことを明らかにした。また、寸法やアスペクト比は互いに相関関係にあるが、これは、寸法の自然対数を成分に持つ3次元確率ベクトルが3次元正規分布に従うことによることが示された。次に、ボイドによる応力集中効果が総和的に強度低下に影響するという前提のもとで、ワイブルモデルによるモデル化を行った。すなわち、ボイドにより生じる応力集中効果の及ぶ領域の体積が、ボイド体積含有率に応じて変化することによって強度低下に寄与すると考え、ボイドによる応力集中効果の強さと強度の体積依存性により強度低下が起きるというモデルを提案した。ここでは、樹脂支配型強度の代表として繊維直交方向引張強度 (TTS) を対象として、測定したボイド寸法からボイドによる応力集中効果を見積もった。応力集中効果を適切に見積もり、強度低下の感度係数を適切に選ぶことによって提案モデルでの説明が可能であったことから、ボイド体積含有率

が上昇することによる強度低下には、ボイドの応力集中効果とボイド量（ボイド体積含有率）が支配的であることが示された。本研究で提案するモデルは、個々のボイドによる応力集中効果、ボイドの総量（ボイド体積含有率）と強度低下の関係を定量的に結び付ける見通しが得られた点で有用である。また、この観点では、X 線 CT による詳細なボイド寸法の計測が一つの重要なツールとなると考えられる。

以上のように、本研究では、CFRP 積層板中のボイドが樹脂支配型強度に影響を及ぼす力学的機構について検討を行った。ただし、本研究で得られた成果は、このような力学的機構のごく一端を明らかにしたに過ぎない。今後の展開としては、例えば、トランスバースクラックの発生については、数学モデルによって、繊維やボイドの周囲における樹脂中の応力分布や樹脂の塑性変形の進展からトランスバースクラック発生を説明し、本研究で示した実験に基づく結果を理論面から裏づけることが期待される。また、ボイドによる応力集中効果の総和として CFRP 積層板の強度低下が生じるとしたモデルについては、他の材料系や負荷方向などについても、同様のモデルによって説明ができるかの観点から検証が必要と考える。今回のモデルでは、応力集中効果の強度への影響度合いを表すとしたワイブル係数にあたる係数について、通常の方法強度のばらつきを表すワイブル係数との相関性が示されれば、通常の方法強度試験とボイド体積含有率に伴う強度低下とを結びつけられることが期待される。これらの今後への期待も含めて、本研究の成果は、CFRP 積層板の強度発現における力学的機構の理解を進め、CFRP の強度向上の追求と負の影響の排除・軽減を寄与することにつながるものと考えられる。

本研究では、微視的なレベルの観察において、これまで広く活用されてきた SEM に加えて、近年、利用が急速に拡大しているデジタル画像解析や X 線マイクロ CT などの手法も積極的に活用し、これらのツールの有用性についても改めて認識することができ

た。こうした大量のデータが得られる技術を利用する場合、4.1 節で示したように、そのデータをそのまま FEM 解析に利用する手法が採られることも多く、そのような活用方法にも有効性はあるものと考えられる。一方、本研究で実施したように、大量に得られたデータの統計分析を行うことにより、着目する特性に対して有用な情報を抽出したり、これらの技術を組み合わせて活用したり、といった利用方法も、今後の研究の進展につながるものと考えられる。

第 1 章において述べたように、航空機構造への CFRP の適用は着実に拡大してきている。これは、高い比強度や比剛性だけでなく、航空機の運用にかかわる経済性や地球環境への負荷低減、疲労や腐食に対する耐性の向上といった観点からも、CFRP が航空機構造の材料として好ましい特性を持っていることによるものである。しかし、航空機の構造様式としては、約 80 年前に、高強度アルミ合金を用いたセミモノコック構造が確立されて以降、大きな進展が見られていない。これは、裏を返せば、少なくとも、金属のような等方性材料（実際の航空機構造の設計では、結晶粒の方向まで考慮するため、金属材料でも完全な等方性材料の扱いではない）を用いた場合に、この構造が荷重の伝達や分担が明確で、有効な構造様式であるということである。航空機構造の安全性の証明においては、これまでの機体と同等以上の安全性レベルを持つことを示すことが求められる。このため、運用実績としての歴史が浅く、材料特性が製造工程や運用環境に依存する CFRP については、現時点では、不確定性に対処する係数などを適用する必要があることから、「ブラックアルミ」（アルミ合金を黒い CFRP で単に置き換えたもので、CFRP としての特性を活かしきっていないことのたとえ）と揶揄されることもあるような適用状況となっていることは否めない。

一方で、CFRP の強度発現や強度低下に関する力学的機構の理解は、例えば、CFRP 適用において必要となる試験の計画、構造様式の検討、開発・製造のコスト低減などに

対しての一助となり得る。今後の航空機構造においては、金属材料を含めて、より最適化された「適材適所」の材料適用が必要であり、それによって期待される経済性や環境性能を備えた航空機の実現が可能と考えられる。そのためには、さまざまな機関や研究者によって、さらなる研究が進められ、CFRPや各種の材料が、それぞれの真価を発揮できるような知見や技術を獲得していくことが望まれる。本研究の成果が、今後の複合材料技術のさらなる発展と適用拡大の一助となることを期待したい。

関連発表等

A. 査読付き論文

第 2 章

- [A1] 津村祐介, 新玉重貴, 西川雅章, 北條正樹. CFRP のトランスバースひずみ分布計測を目的とした繊維位置探索による画像解析手法の開発. 日本複合材料学会誌. 2014, 第 40 巻, 第 2 号, p. 71-80

第 3 章

- [A2] Aratama, Shigeki; Hashizume, Ryosuke; Takenaka, Kazuya; Koga, Koushi; Tsumura, Yusuke; Miyake, Takushi; Nishikawa, Masaaki; Hojo, Masaki. Microscopic observation of voids and transverse crack initiation in CFRP laminates. Advanced Composite Materials. 2016, vol. 25, issue sup1, p. 115-130.

第 4 章

- [A3] 新玉重貴, 橋爪良輔, 古賀貢史, 西川雅章, 北條正樹. ボイドが CFRP 積層板強度に及ぼす影響の負荷方向による差異についての微視的観点からの考察. 日本複合材料学会誌. 2017, 第 43 巻, 第 5 号, p. 181-192.

第 5 章

- [A4] 新玉重貴, 橋爪良輔, 古賀貢史, 西川雅章, 北條正樹, 松田直樹. X 線 CT を利用したボイド形状の特徴観察と CFRP 樹脂支配型強度へのボイドの影響の評価. 日本複合材料学会誌. (submitted).

B. 学会発表等

※カッコ書きは先に掲出したものの再掲である

第 1 章

- [B1] 新玉重貴, ボーイング 787 型旅客機の開発試験, 検査技術, 2013, vol.18, no.2.
p. 43-47.

第 2 章

- [B2] 津村祐介, 新玉重貴, 西川雅章, 北條正樹, 画像解析による繊維探索を用いた CFRP90°層内部のひずみ定量化, 第 37 回複合材料シンポジウム講演論文集, 名古屋, 2012 年 10 月 18 日～19 日, 日本複合材料学会.

第 3 章

- [B3] 津村祐介, 新玉重貴, 西川雅章, 北條正樹, CFRP 積層板の成形圧の差異による強度低下の機構, 第 3 回日本複合材料合同会議(JCCM-3)講演論文集, 京都, 2012 年 3 月 7 日～9 日, 日本材料学会・日本複合材料学会, 2012, 講演番号 2106, p. 28-29.
- [B4] 津村祐介, 新玉重貴, 西川雅章, 北條正樹, CFRP 積層板初期破壊に及ぼすボイドの影響評価, 日本機械学会第 20 回機械材料・材料加工技術講演会 (M&P2012) CD-ROM 論文集, 大阪, 2012 年 11 月 30 日～12 月 2 日, 日本機械学会, 2012, 講演番号 614.
- [B5] Aratama, S.; Tsumura, Y.; Nishikawa, M.; Hojo M. Effect of voids on initial failure of CFRP laminates, Proceedings of the 19th International Conference on Composite Materials (ICCM-19). Montreal, Canada, 28 July- 2 August 2013, p. 5491-5499.

- [B6] Aratama, S.; Tsumura, Y.; Nishikawa, M.; Hojo M. “Effect of Voids on Microscopic Strain Distribution in CFRP Laminates”, Proceedings of the American Society for Composites: Twenty-Ninth Technical Conference (CD-ROM). La Jolla, California, 8-10 September 2014, American Society for Composites. 14pp.
- [B7] Aratama, S.; Hashizume, R.; Tsumura, Y.; Nishikawa, M.; Hojo, M. Influence of voids on transverse crack onset location in CFRP laminates using X-ray computed tomography, Proceedings of the 20th International Conference on Composite Materials (ICCM-20), Copenhagen, Denmark, 19-24 July 2015, Programme number 1114-5, 8pp.
- [B8] 新玉重貴, 橋爪良輔, 古賀貢史, 津村祐介, 西川雅章, 北條正樹. ボイドがある場合の CFRP 積層板強度への影響評価. 第 53 回飛行機シンポジウム CD-ROM 講演集. 松山, 2015 年 11 月 11 日～13 日, 日本航空宇宙学会, 2015, 講演番号 2D10.

第 4 章

- [B9] 橋爪良輔, 新玉重貴, 西川 雅章, 北條正樹. ひずみ不変量破壊理論を用いた CFRP L 字曲り梁の層間はく離強度解析. 第 39 回複合材料シンポジウム予稿集. 秋田, 2014 年 9 月 18 日～19 日, 日本複合材料学会. 2014.
- [B10] 橋爪良輔, 新玉重貴, 西川 雅章, 北條正樹. ボイドを含む CFRP 構造要素に対する強度解析手法の検討. 第 6 回日本複合材料合同会議 (JCCM-6) 講演論文集. 東京, 2015 年 3 月 4 日～6 日, 日本複合材料学会・日本材料学会, 2012, 講演番号 2A-11.
- [B11] 古賀貢史, 橋爪良輔, 新玉重貴, 西川雅章, 北條正樹. X 線 CT によるボイドの定量化と複合材剛性・強度への影響の解析. 関西支部講演会講演論文集関西学生会平成 26 年度学生員卒業研究発表講演会. 京都, 2015 年 3 月 14 日, 日本

機械学会, 2015, 講演番号 7P14.

- [B7] Aratama, S.; Hashizume, R.; Tsumura, Y.; Nishikawa, M.; Hojo, M. Influence of voids on transverse crack onset location in CFRP laminates using X-ray computed tomography, Proceedings of the 20th International Conference on Composite Materials (ICCM-20), Copenhagen, Denmark, 19-24 July 2015, Programme number 1114-5, 8pp.)
- [B8] 新玉重貴, 橋爪良輔, 古賀貢史, 津村祐介, 西川雅章, 北條正樹. ボイドがある場合の CFRP 積層板強度への影響評価. 第 53 回飛行機シンポジウム CD-ROM 講演集. 松山, 2015 年 11 月 11 日～13 日, 日本航空宇宙学会, 2015, 講演番号 2D10.)
- [B12] 橋爪良輔, 新玉重貴, 古賀貢史, 西川雅章, 北條正樹, 松田 直樹. ボイドを含む CFRP 構造要素に対する実験的強度評価. 日本機械学会第 23 回機械材料・材料加工技術講演会 (M&P2015) CD-ROM 論文集. 広島, 2015 年 11 月 14 日～15 日, 日本機械学会, 2015, 講演番号 126.
- [B13] 古賀貢史, 橋爪良輔, 新玉重貴, 西川雅章, 北條正樹. CFRP 内部のボイドの観察と幾何形状を考慮した力学特性の有限要素解析. 日本機械学会 M&M2015 材料力学カンファレンス講演論文集. 横浜, 2015 年 11 月 21 日～23 日, 日本機械学会, 2015, 講演番号 OS1302-413.
- [B14] 古賀貢史, 橋爪良輔, 新玉重貴, 西川雅章, 北條正樹. ボイドが CFRP の層間せん断強度に与える影響の検討. 第 7 回日本複合材料会議 (JCCM-7) 講演論文集. 京都, 2016 年 3 月 16 日～18 日, 日本材料学会・日本複合材料学会, 講演番号 3C-06.
- [B15] 古賀貢史, 新玉重貴, 西川雅章, 北條正樹, 松田直樹. ボイドを含む CFRP の層間せん断試験の樹脂の降伏を考慮したモデル化. 第 41 回複合材料シンポジウム

ム講演論文集. 高知, 2016 年 9 月 15 日～16 日. 日本複合材料学会, 講演番号 2C-12.

第 5 章

([B12] 橋爪良輔, 新玉重貴, 古賀貢史, 西川雅章, 北條正樹, 松田 直樹. ボイドを含む CFRP 構造要素に対する実験的強度評価. 日本機械学会第 23 回機械材料・材料加工技術講演会 (M&P2015) CD-ROM 論文集. 広島, 2015 年 11 月 14 日～15 日, 日本機械学会, 2015, 講演番号 126.)

C. 表彰

・日本複合材料学会 2016 年度林エンジニア賞 (2017 年 6 月受賞)

業績題目 CFRP 積層板中のボイドがトランスバースクラック発生に及ぼす影響
についての微視的観点からの評価

関連論文題目 Microscopic observation of voids and transverse crack initiation in CFRP
laminates (査読付き論文[A2])

発表誌 Advanced Composite Materials. 2016, vol. 25, issue Sup1, pp. 115-130.

著者 Aratama, Shigeki; Hashizume, Ryosuke; Takenaka, Kazuya; Koga, Koushi;
Tsumura, Yusuke; Miyake, Takushi; Nishikawa, Masaaki; Hojo, Masaki.

謝辞

本研究の開始以来，京都大学大学院 工学研究科 機械理工学専攻 適応材料力学研究室 北條正樹教授，ならびに，西川雅章准教授には，熱心かつ丁寧なご指導，ご鞭撻を賜りました．社会人の立場で，大学に戻っての研究において，学術的な考え方や基礎レベルの研究の面白さを改めて感じられたのは，両先生の高いご見識とご多忙な中でも真摯に向き合ってくださいました姿勢によるものと深く感謝しております．

航空宇宙工学専攻 機能構造力学研究室 琵琶志朗教授，ならびに，機械理工学専攻 固体力学研究室 平方寛之教授には，有益なご助言とご教示を賜りました．心より御礼を申し上げます．琵琶先生には，別テーマでの共同研究においてもお世話になり，また，学部時代の同級としても親身なご助言を頂き，深く感謝しております．

本研究の第3章，第4章，第5章において実施したX線CT観察については，岐阜大学工学部機械工学科 三宅卓志教授，ならびに，修士課程学生（当時）の竹中一也氏，高田雄太氏のご指導とご協力を頂きながら，岐阜大学機器分析センターの装置を利用させて頂きました．心より御礼を申し上げます．また，第2章および第3章において実施した画像解析，ならびに，ひずみ分布計測については，京都大学学術情報メディアセンター（ACCMS）のスーパーコンピュータシステムを用いました．

適応材料力学研究室 松田直樹助教には，客観的な観点でのアドバイス，研究室の利用等でお世話になりました．心より御礼を申し上げます．同研究室 修士課程学生（当時）の津村祐介氏，橋爪良輔氏，古賀貢史氏には，SEM内3点曲げ試験，ひずみ分布計測，X線CT観察とデータの整理・可視化，モデル化の検討などにおいて，本研究の推進を支えて頂きました．深く感謝しております．また，同研究室の学生諸氏には，同

じ時間を一緒に過ごさせて頂き、社会人でありながら、学生としての生活も楽しみつつ研究を進めることができました。ありがとうございました。

本研究は、京都大学大学院工学研究科と川崎重工業株式会社航空宇宙カンパニーによる共同研究の成果をベースとしてまとめることができました。川崎重工業株式会社航空宇宙カンパニーの大垣正信氏、倉石晃氏には、共同研究の枠組み作りからご協力を頂きました。また、その後の研究の実施でも、倉石氏によりとりまとめた別テーマの研究と連携して進めることができました。共同研究の成果をベースとした博士後期課程への編入学にあたっては、小牧博一氏、齊藤勝也氏、浅見海一氏によるご理解とご快諾を頂きました。本研究で使用した全試験片の製作、樹脂支配型強度に関する試験の実施では、中山良博氏、越智さやか氏、技術研究所 松原剛氏、松田博和氏、川重岐阜エンジニアリング株式会社 大野美智雄氏、小見山勉氏、川重テクノロジー株式会社 平野民夫氏、野口琢也氏のご協力を頂きました。とりわけ、意図的に均質なボイドを作り込んだ試験は、学会発表においても高い評価を頂くことができました。ここに挙げきれなかった方々も含めた各位の本研究遂行への多大なるご協力に、深く感謝しております。

株式会社ビー・アイ・テック 板東舜一社長、金沢工業大学 廣瀬康夫教授、岐阜大学 深川仁教授、九州工業大学 奥山圭一教授、川崎重工業株式会社 滝敏美フェローには、複合材料にかかわる専門知識やご経験をご教示頂き、航空機の構造設計と複合材料の活用に関する示唆を得て、研究を深めることができました。心より御礼を申し上げます。

本論文をまとめる過程を通じて、非常に多くの方々に支えられて本研究を進めることができたことを改めて実感しております。公私にわたる、さまざまな場面において、いろいろな形で支えてくださった皆さまに、心より御礼を申し上げます。

最後に、妻と二人の子供の理解と協力に心からの感謝の意を表します。